

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Danijel Tomašić

Zagreb, 2011.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Prof. dr. sc. Mladen Šercer

Student:

Danijel Tomašić

Zagreb, 2011.



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Danijel Tomašić**

Mat. br.: 0035146268

Naslov: **PRIMJENA KOMPOZITNIH TVOREVINA U ZRAKOPLOVNOJ
INDUSTRIJI**

Opis zadatka:

Polimerni kompoziti u industriji se primjenjuju više od pedeset godina. Prva primjena zabilježena je u maloj brodogradnji, a kasnije se proširila na industriju zrakoplova i vozila. Mnogobrojna odlična svojstva ovih materijala, niski troškovi te jednostavnost proizvodnje uvjetovali su veliko širenje područja njihove primjene.

Kompozitni materijali su kombinacija dva ili više materijala različitih svojstava koji daju materijal takvih svojstava kakva ne posjeduje niti jedna komponenta sama za sebe. Kompozit se sastoji od matrice i ojačala, koja se dodaju prvenstveno kako bi se povećala čvrstoća i krutost matrice, pri čemu je ojačavalo najčešće u obliku vlakana. Postoje mnogi različiti kompoziti, ali najčešći su oni s polimernom matricom ojačani sa staklenim, ugljičnim, aramidnim i poliesterskim vlaknima.

U radu je potrebno opisati najnovije stanje na području primjene polimernih kompozita u zrakoplovnoj industriji. U eksperimentalnom dijelu rada potrebno je izraditi slojevite kompozitne ploče sastavljene od staklenih i ugljičnih vlakana. U prvom slučaju središnji sloj kompozitne ploče treba biti načinjen od staklenih a vanjski slojevi od ugljičnih vlakana, a u drugom slučaju središnji sloj treba biti načinjen od ugljičnih a vanjski slojevi od staklenih vlakana. Potom je potrebno ispitati rastezna i savojna svojstva svake od kompozitnih ploča i međusobno usporediti dobivene rezultate s naglaskom na moguću primjenu.

Zadatak zadan:

17. ožujka 2011.

Rok predaje rada:

19. svibnja 2011.

Predviđeni datum obrane:

25. – 27. svibnja 2011.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Mladen Šercer

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Vedran Žanić

Mojoj majci koja mi je ovo omogućila: Luciji

Zahvala

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Mladenu Šerceru na mentorstvu, pomoći i korisnim savjetima koje mi je pružio tijekom izrade ovog rada.

Zahvalio bih se i g. Mladenu Putanecu, vlasniku poduzeća *MAC Motoplastika* i osoblju poduzeća, osobito g. Elvisu Heldu, bez čije bi pomoći i savjeta izrada kompozitnih ploča i ispitnih tijela bila teško provediva.

Želio bih se zahvaliti i g. Damiru Čudini, tehničkom suradniku u *Laboratoriju za alatne strojeve Fakulteta strojarstva i brodogradnje*, koji je svojim iskustvom i alatima pripomogao u obradi i pripremi aluminijskih kalupa za proizvodnju kompozitnih ploča.

Također, želio bi se zahvaliti i dr. sc. Anti Bakiću, znanstvenom novaku na *Katedri za eksperimentalnu mehaniku* na *Zavodu za tehničku mehaniku* za svu pomoć prilikom provođenja ispitivanja mehaničkih svojstava ispitnih tijela od kompozitnih materijala.

Posebno veliku zahvalu bi uputio Ani Pilipović, dipl. ing., djelatnici *Katedre za preradu polimera i drva* na *Zavodu za tehnologiju* koja mi je pametnim savjetima pomagala i poticala me tijekom cijelog procesa izrade ovog rada, te na svoj pomoći prilikom izrade kompozitnih ploča te ispitivanja svojstava dobivenih materijala.

Zahvalio bi se i svojoj majci koja je bila uz mene tijekom čitavog studija, na njezinoj financijskoj potpori i strpljenju.

Zahvaljujem se i svima koji su na bilo koji način pridonijeli uspješnom završetku studija.



Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći stečena znanja tijekom studija na *Fakultetu strojarstva i brodogradnje* te navedenu literaturu i raspoloživu opremu.



Sadržaj

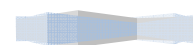
Popis slika.....	I
Popis tablica	V
Popis oznaka i mjernih jedinica fizikalnih veličina.....	VI
Popis kratica	VIII
Sažetak.....	XI
1. Uvod.....	1
2. Zahtjevi na materijale, kriterij izbora materijala i svojstva materijala	3
2.1 Funkcionalnost i eksplotabilnost.....	4
2.2 Tehnologičnost	5
2.3 Raspoloživost i nabavljivost materijala.....	5
2.4 Normiranost.....	5
2.5 Recikličnost i uništivost (ekologičnost) materijala	6
2.6 Estetičnost	6
2.7 Svojstva materijala potrebna za izbor	7
2.7.1 Gustoća.....	8
2.7.2 Čvrstoća	8
2.7.3 Krutost.....	10
2.7.4 Tvrdća materijala	11
2.7.5 Dinamička izdržljivost	12
2.7.6 Lomna žilavost.....	14
2.7.7 Postojanost prema koroziji.....	16
2.7.8 Mehanička otpornost pri povišenim i visokim temperaturama - otpornost na puzanje	17
2.7.9 Specifična čvrstoća i specifična krutost	19
2.7.10 Sigurnost	20
3. Kompozitni materijali.....	21
3.1 Vlaknima ojačani polimerni kompoziti.....	25
3.1.1 Matrice	27
3.1.1.1 Materijali matrica	30
3.1.1.1.1 Duromeri	30



3.1.1.1.2	Plastomeri.....	33
3.1.2	Vlakna	34
3.1.2.1	Materijali vlakana.....	37
3.1.2.1.1	Staklena vlakna	37
3.1.2.1.2	Aramidna vlakna	38
3.1.2.1.3	Ugljična vlakna	39
3.1.2.1.4	Borova vlakna	42
3.1.2.1.5	Keramička vlakna.....	42
3.1.2.1.6	Metalna vlakna	43
3.1.2.1.7	Drvena vlakna	43
3.1.3	Oblici vlakana	44
3.1.3.1	Kontinuirana vlakna	44
3.1.3.2	Tkanja.....	44
3.1.4	Proizvodnja vlaknima ojačanih kompozita	48
3.1.4.1	Namotavanje	48
3.1.4.2	Lijevanje.....	51
3.1.4.3	Pultrudiranje	52
3.1.4.4	Ručni dodirni postupak laminiranjem.....	54
3.1.4.5	Dodirni postupak štrcanjem	55
3.1.4.6	Prepreg	56
3.2	Kompoziti s česticama	59
3.2.1	Primjena kompozita s česticama	61
3.2.1.1	Beton	61
3.2.1.2	Metalni matrični kompoziti s česticama	62
3.2.1.3	Abrazivi.....	62
3.2.1.4	Tvrđi metal	63
3.2.1.5	Električni kontakti	64
3.2.1.6	Polimerni kompoziti s česticama	64
3.3	Slojeviti kompozitni materijali	65
3.4	Sendvič konstrukcije	67
3.5	Kompoziti s metalnom matricom	70
3.5.1	Kompoziti s matricom od aluminijskih legura	72
3.5.2	Kompoziti s magnezijevom matricom	74
3.5.3	Kompoziti s titanovom matricom	74



3.5.4	Kompoziti s bakrenom matricom.....	75
3.5.5	Kompoziti s matricom superlegura	75
3.6	Kompoziti s keramičkom matricom	76
3.6.1	Kompoziti sa SiC matricom	78
3.6.2	Kompoziti s Al ₂ O ₃ matricom	79
3.7	Ugljik-ugljik kompoziti	79
3.8	Hibridni kompoziti	80
4.	Primjeri upotrebe kompozitnih materijala u zrakoplovstvu	82
4.1	Pregled razvoja	82
4.2	Airbus A380	89
4.2.1	Općenito	89
4.2.2	Materijali	90
4.2.3	Karakteristike Glare laminata	93
4.2.4	Kontrola i popravci Glare laminata	94
4.3	Boeing 787 Dreamliner	95
4.3.1	Općenito	95
4.3.2	Materijali	96
4.3.3	Revolucija kompozitnih materijala	97
4.3.4	Smanjenje planiranog (redovnog) održavanja	98
4.3.5	Smanjenje neplaniranog (neredovnog) održavanja	99
4.3.6	Rizici i problemi	100
4.4	Bell-Boeing V-22 Osprey	102
4.4.1	Općenito	102
4.4.2	Materijali	103
4.4.3	Konstrukcijska obilježja	103
5.	Eksperimentalni rad	106
5.1	Uvod	106
5.2	Izrada kompozitnih ploča i ispitnih tijela	107
5.2.1	Postupak izrade i pripreme kalupa za izradu kompozitnih ploča	107
5.2.2	Upotrijebljeni materijali za izradu ploča	108
5.2.3	Postupak izrade kompozitnih ploča	112
5.2.3.1	Nanošenje voska na kalupne ploče	112
5.2.3.2	Nanošenje odvajala na kalupne ploče	112
5.2.3.3	Miješanje materijala matrice	113



5.2.3.4	Laminiranje kompozitne ploče (slaganje slojeva tkanina vlakana)	114
5.2.4	Postupak izrade ispitnih tijela	120
5.2.4.1	Ispitno tijelo	120
5.2.4.2	Izrezivanje ispitnih tijela iz kompozitnih ploča	123
5.3	Ispitivanje mehaničkih svojstava	124
5.3.1	Ispitivanje savojnih svojstava	127
5.3.1.1	Rezultati ispitivanja savojnih svojstava	127
5.3.1.2	Obrada rezultata ispitivanja savojnih svojstava	129
5.3.2	Ispitivanje rasteznih svojstava	130
5.3.2.1	Rezultati ispitivanja rasteznih svojstava	131
5.3.2.2	Obrada rezultata ispitivanja rasteznih svojstava	132
5.3.3	Slojevit polimerni kompozit ojačan ugljičnim vlaknima	134
5.4	Mogućnost primjene CSC i SCS kompozita	134
5.5	Kritički osvrt	135
6.	Zaključak	136
7.	Literatura	138
8.	Prilog	142
8.1	Rezultati ispitivanja savojnih svojstava ispitnih tijela	142
8.2	Rezultati mjerenja rasteznih svojstava ispitnih tijela	143
8.3	Uzorci tkanina staklenih i ugljičnih vlakana	144



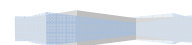
Popis slika

Slika 2.1.	Ovisnost čvrstoće/granice razvlačenja o gustoći materijala	9
Slika 2.2.	Ovisnost modula elastičnosti o gustoći materijala	11
Slika 2.3.	Ponašanje materijala pri dinamičkom opterećenju	13
Slika 2.4.	Utjecaj faktora intenziteta naprezanja na brzinu širenja pukotine.....	14
Slika 2.5.	Načini otvaranja pukotine.....	15
Slika 2.6.	Statička izdržljivost materijala	18
Slika 2.7.	Područja radnih temperatura nekih metalnih i nemetalnih materijala	18
Slika 2.8.	Usporedba specifičnog modula elastičnosti i specifične čvrstoće metala i kompozita.....	19
Slika 3.1.	Dijelovi zrakoplova Boeing 777-200 izrađeni od polimernih kompozita	23
Slika 3.2.	Usporedba specifičnog modula elastičnosti i specifične čvrstoće nekih metala i kompozita	24
Slika 3.3.	Osnovni tipovi kompozita prema obliku ojačala: a) kompozit s česticama, b) kompozit s vlaknima, c) slojeviti kompozit.....	25
Slika 3.4.	Svojstva materijala matrice i vlakna pojedinačno te kompozita u cjelini	26
Slika 3.5.	Prikaz rastezne čvrstoće i modula elastičnosti različitih vrsta matrica	27
Slika 3.6.	Različiti načini rasporeda vlaknastih ojačala: a) kontinuirana jednosmjerna vlakna, b) slučajno usmjerena diskontinuirana vlakna, c) ortogonalno raspoređena vlakna, d) višesmjerno usmjerena vlakna	34
Slika 3.7.	Prikaz rastezne čvrstoće i modula elastičnosti raznih vlakana	35
Slika 3.8.	Svojstva vlakana: a) krivulja “naprezanje–istezanje”, b) usporedba specifične čvrstoće i specifičnog modula elastičnosti nekih metala i vlakana.....	35
Slika 3.9.	SiC vlakno	43
Slika 3.10.	Uzorci tkanja.....	46
Slika 3.11.	Postupak simultanog šivanja	47
Slika 3.12.	Prikaz vijčanog, prstenastog (obodnog) i polarnog namotavanja.....	49
Slika 3.13.	Proizvodnja kompozita lijevanjem: a) kapilarno djelovanje, b) tlačno lijevanje, c) podtlačno infiltriranje, d) kontinuirano lijevanje	51
Slika 3.14.	RTM postupak	51
Slika 3.15.	Prikaz postupka pultrudiranja	52
Slika 3.16.	Proizvodnja kompozita laminiranjem.....	54

Slika 3.17.	Dodirni postupak štrcanjem.....	55
Slika 3.18.	Shematski prikaz proizvodnje preprega na osnovi duromera.....	57
Slika 3.19.	Bakar (Cu) kompozit ojačan dispergiranim česticama bor karbida B_4C	59
Slika 3.20.	Primjer metalnog matričnog kompozita s česticama – dio kočionog sustava automobila.....	62
Slika 3.21.	Brusna ploča	63
Slika 3.22.	Pločice za obradu metala rezanjem.....	63
Slika 3.23.	Postupak proizvodnje Glare laminata.....	65
Slika 3.24.	Glare laminat - premošćivanje pukotine slojem staklenih vlakana	66
Slika 3.25.	Arall laminat, za upotrebu u zrakoplovnoj industriji.....	67
Slika 3.26.	Kompozitni sendvič s jezgrom u obliku pčelinjih saća	68
Slika 3.27.	Proizvodnja saćastih aluminijskih jezgri profiliranjem	69
Slika 3.28.	Oblici jezgre aluminijskog kompozitnog sendviča	69
Slika 3.29.	Proizvodnja saćastih aluminijskih jezgri razvlačenjem.....	70
Slika 3.30.	Dio konstrukcije <i>Space Shuttle</i> -a napravljen od B/Al kompozita kojim se postigla ušteda u masi od 45 % u odnosu na Al legure.....	71
Slika 3.31.	Aluminij ojačan česticama titan borida (TiB_2)	73
Slika 3.32.	Usporedba krivulja naprezanje-istezanje keramičkih kompozita s monolitnom keramikom.....	76
Slika 3.33.	Mikrostruktura kompozita sa SiC matricom ojačanog s kontinuiranim SiC vlaknima	78
Slika 3.34.	Mikrostruktura kompozita s Al_2O_3 matricom i Al_2O_3 ojačanjima	79
Slika 3.35.	Vrste vlakana i načini slaganja tih vlakana u matrici hibridnih kompozita.....	80
Slika 4.1.	Zrakoplov Flyer	82
Slika 4.2.	Hawker Hurricane Mark I.....	83
Slika 4.3.	Hornet F.Mk.1	84
Slika 4.4.	Kronološki slijed zrakoplova Boeing	85
Slika 4.5.	Grumman F-14 Tomcat	86
Slika 4.6.	McDonnell Douglas F-15 Eagle	86
Slika 4.7.	Konstruktivski materijali zrakoplova F/A-18	87
Slika 4.8.	Lockheed Martin F-22 Raptor	87
Slika 4.9.	Northrop Grumman B-2 Spirit	88
Slika 4.10.	Airbus A300	88
Slika 4.11.	Airbus A320	88

Slika 4.12.	Airbus A380	89
Slika 4.13.	Pregled konstrukcijskih materijala korištenih na zrakoplovu Airbus A380.....	92
Slika 4.14.	Primjena kompozitnih sendvič konstrukcija u obliku pčelinje saće na zrakoplovu Airbus A380	92
Slika 4.15.	Boeing 787 Dreamliner	95
Slika 4.16.	Pregled konstrukcijskih materijala korištenih na zrakoplovu Boeing 787 Dreamliner	97
Slika 4.17.	Kumulativni podaci o planiranom održavanju (MPD – e. <i>Maintenance Planning Data</i>), potrebni radni sati pri održavanju kroz 25 godina	99
Slika 4.18.	Bell-Boeing V-22 Osprey	102
Slika 5.1.	Kalup za izradu kompozitnih ploča	108
Slika 5.2.	Ugljična i staklena vlakna.....	110
Slika 5.3.	Prikaz iskrojenih tkanina: a) staklenih vlakana, b) ugljičnih vlakana	110
Slika 5.4.	Nanošenje odvajala na kalupne ploče.....	112
Slika 5.5.	Vaganja i miješanje epoksidne smole i umreživala.....	113
Slika 5.6.	Miješanje epoksidne smole i umreživala.....	114
Slika 5.7.	Nanošenje dvokomponentne epoksidne smole kistom na kalupne ploče.....	115
Slika 5.8.	Laminiranje kompozitne ploče: a) postavljanje prvog sloja tkanine vlakana na kalupnu ploču; b) naizmjenično polaganje preostalih slojeva tkanina vlakana te nanošenja smole između njih.....	116
Slika 5.9.	Impregniranje slojeva raznošenjem smole po površini	116
Slika 5.10.	Postavljanje razmičnika visine 4 mm na rubove kalupnih ploča.....	117
Slika 5.11.	Završetak postupka laminiranja kompozitne ploče: a) postavljanje gornje ploče na kalup; b) stezanje gornje i donje kalupne ploče stegama	117
Slika 5.12.	Cijeđenje viška dvokomponentne epoksidne smole iz ploče	118
Slika 5.13.	Polaganje kompozitne ploče s kalupom u peć.....	118
Slika 5.14.	Očvrsnuta kompozitna ploča u kalupu nakon njenog vađenja iz peći.....	119
Slika 5.15.	Kompozitne ploče: a) prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik); b) druga ploča – SCS (staklo-ugljik-staklo).....	120
Slika 5.16.	Savojna i rastezna CSC ispitna tijela.....	122
Slika 5.17.	Rastezna i savojna SCS ispitna tijela.....	122
Slika 5.18.	Izrezivanje ispitnih tijela iz kompozitnih ploča.....	123
Slika 5.19.	Stroj za ispitivanje mehaničkih svojstava <i>Messphysik BETA 50-5</i>	126

Slika 5.20.	Metoda ispitivanja savojnih svojstava preko tri točke: a) CSC ispitno tijelo; b) SCS ispitno tijelo	127
Slika 5.21.	Izgled savojnih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja savojnih svojstava	128
Slika 5.22.	Savojna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela	128
Slika 5.23.	Ispitivanje rasteznih svojstava: a) CSC ispitno tijelo; b) SCS ispitno tijelo	131
Slika 5.24.	Izgled rasteznih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja rasteznih svojstava	131
Slika 5.25.	Rastezna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela	132



Popis tablica

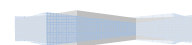
Tablica 2.1.	Gustoće konstrukcijskih legura	8
Tablica 2.2.	Učestalost oštećenja zrakoplovnih dijelova u eksploataciji	13
Tablica 3.1.	Primjena polimernih kompozita kod Boeinga	22
Tablica 3.2.	Mehanička svojstva materijala matrice	28
Tablica 3.3.	Mehanička svojstva materijala vlakana	36
Tablica 3.4.	Karakteristična svojstva vlakana	41
Tablica 3.5.	Svojstva hibridnih kompozita	81
Tablica 5.1.	Tehničke specifikacije epoksidne smole L 285 i umreživala H 285	109
Tablica 5.2.	Svojstva upotrijebljenih staklenih i ugljičnih vlakana, odnosno njihovih tkanina ...	111
Tablica 5.3.	Dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 14125	121
Tablica 5.4.	Dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 527-4.....	121
Tablica 8.1.	Dimenzije ispitnih tijela i rezultati ispitivanja savojnih svojstava ispitnih tijela	142
Tablica 8.2.	Dimenzije ispitnih tijela i rezultati ispitivanja rasteznih svojstava ispitnih tijela	143

Popis oznaka i mjernih jedinica fizikalnih veličina

ρ	[kg/m ³]	gustoća
σ	[MPa]	naprezanje
σ_f	[MPa]	savojno naprezanje
σ_{fm}	[MPa]	savojna čvrstoća
ε	[mm/mm, %]	istezanje, stupanj deformacije
ε_f	[mm/mm, %]	savojno istezanje
ε_{fm}	[mm/mm, %]	savojno istezanje pri savojnoj čvrstoći
s	[mm]	progib ispitnog tijela
R	[MPa]	rastezno naprezanje
R_m	[MPa]	rastezna čvrstoća
R_X	[MPa]	konvencionalna granica razvlačenja
$R_{p\varepsilon/t/\vartheta}$	[MPa]	granica puzanja
$R_{m/t/\vartheta}$	[MPa]	statička izdržljivost
K, K_I, K_{II}, K_{III}	[N/mm ^{3/2}]	faktor intenziteta naprezanja
K_{IC}	[Nmm ^{-3/2}]	lomna ili pukotinska žilavost
E_f	[MPa]	modul savitljivosti
E	[MPa]	modul elastičnosti
G	[MPa]	modul smičnosti
T_g	[°C]	temperatura staklišta, staklište
$\alpha_i, \alpha_1, \alpha_2$	[10 ⁻⁶ /°C]	koeficijent linearnog toplinskog istezanja
d	[μm]	promjer vlakana
tex	[g/1000m]	masa vlakana u gramima po 1000 m duljine
F_{max}	[N]	maksimalna sila opterećenja
F_{max}/s	[N/mm]	koeficijent smjera pravca
L	[mm]	razmak između oslonaca ili hvatišta čeljusti
L_0	[mm]	duljina mjernog područja rasteznog ispitnog tijela
L_3	[mm]	ukupna duljina rasteznog ispitnog tijela
b	[mm]	širina ispitnog tijela,
h	[mm]	debljina ispitnog tijela



R_2	[mm]	polumjer oslonaca
D	[mm]	promjer rupa rasteznog ispitnog tijela
\bar{x}		srednja vrijednost
S		procijenjeno standardno odstupanje



Popis kratica

PMC	kompozit s polimernom matricom (e. <i>Polymer Matrix Composite</i>)
CMC	kompozit s keramičkom matricom (e. <i>Ceramic Matrix Composite</i>)
MMC	kompozit s metalnom matricom (e. <i>Metal Matrix Composite</i>)
AMC	kompozit s aluminijskom matricom (e. <i>Aluminium Matrix Composites</i>)
PAMC	kompozit s aluminijskom matricom ojačan česticama (e. <i>Particle-reinforced AMC</i>)
SFAMC	kompozit s aluminijskom matricom ojačan viskerima ili kratkim vlaknima (e. <i>Whisker-or short fibre-reinforced AMC</i>),
CFAMC	kompozit s aluminijskom matricom ojačan kontinuiranim vlaknima (e. <i>Continuous fibre-reinforced AMC</i>)
MFAMC	kompozit s aluminijskom matricom ojačan nešto debljim nitima (e. <i>Mono filament-reinforced AMC</i>)
Arall	metalni laminat ojačan aramidnim vlaknima (e. <i>ARamid-ALuminum Laminate</i>)
Glare	metalni laminat ojačan staklenim vlaknima (e. <i>GLAss-REinforced fibre metal laminate</i>)
GFRP	polimerni kompozit ojačan staklenim vlaknima (e. <i>Glass Fiber Reinforced Plastic composite</i>)
QFRP	polimerni kompozit ojačan vlaknima kvarca (e. <i>Quartz Fiber Reinforced Plastic composite</i>)
CFRP	polimerni kompozit ojačan ugljičnim vlaknima (e. <i>Carbon Fiber Reinforced Plastic composite</i>)
UHM	vrlo visoki modul elastičnosti (e. <i>Ultra High Modulus of elasticity</i>)
HM	visoki modul elastičnosti (e. <i>High Modulus of elasticity</i>)
IM	umjereni modul elastičnosti (e. <i>Intermediate Modulus of elasticity</i>)
LM	niski modul elastičnosti (e. <i>Low Modulus of elasticity</i>)
SM	standardni modul elastičnosti (e. <i>Standard Modulus of elasticity</i>)
HS	visoka čvrstoća (e. <i>High Strength</i>)
ABS	akrilonitril/butadien/stiren
BS	butadien/stiren
SAN	stiren/akrilonitril



BMI	bizmaleimid
PAN	poliakrilonitril
PAS	poli(aril-sulfon)
PC	polikarbonat
PE	polietilen
PP	polipropilen
PS	polistiren
PEEK	poli(eter-eter-ke-ton)
PEKK	poli(eter-ke-ton-ke-ton)
PEK	poli(eter-ke-ton)
PEI	poli(eter-imid)
PESU	poli(eter-sulfon)
PPS	poli(fenilen-sulfid)
PSU	polisulfon
PUR	poliuretan
PVC	poli(vinil-klorid)
CVD	kemijsko taloženje iz parne faze (e. <i>Chemical Vapor Deposition</i>)
RTM	injekcijsko-posredno prešanje kapljevite smole s uložnim trodimenzionalnim predoblikom (e. <i>Resin Transfer Molding</i>)
HIP	vruće izostatičko prešanje
HP	vruće prešanje
CAD	konstruiranje pomoću računala (e. <i>Computer-Aided Design</i>)
NC	numeričko upravljanje (e. <i>Numerical Control</i>)
EADS	(e. <i>European Aeronautic Defense and Space Company</i>)
FAA	Savezna uprava za civilno zrakoplovstvo (e. <i>Federal Aviation Administration</i>)
SAD	Sjedinjene Američke Države (e. <i>USA - United States of America</i>)
Ag	srebro
Al	aluminij
B	bor
Ba	barij
C	ugljik
Ca	kalcij
Co	kobalt
Cu	bakar

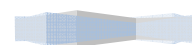


Li	litij
Mg	magnezij
Si	silicij
Ti	titan
W	volfram
Al_2O_3	aluminijev oksid
Cu_2O	bakar oksid
Si_3N_4	silicijev nitrid
B_4C	bor karbid
BN	bor nitrid
MgO	magnezijev oksid
SiO_2	silicijev dioksid
SiC	silicijev karbid
TiB_2	titan borid
WC	volfram karbid
ZrO_2	cirkonijev oksid
CaCO_3	kalcijev karbonat
SiO_2	silikon dioksid
MPD	Kumulativni podaci o planiranom održavanju (e. <i>Maintenance Planning Data</i>)
GTL	sintetičko gorivo (e. <i>Gas-To-Liquid</i>)
UV	ultraljubičasto zračenje (ultraljubičasta svjetlost, e. <i>ultraviolet</i>)
SCC	nestabilno širenje pukotine u uvjetima napetosne korozije (e. <i>Stress-corrosion Cracking</i>)
GTT	temperatura staklišta, staklište (e. <i>Glass Transition Temperature</i>)
R	serija ispitnih tijela namijenjena ispitivanju rasteznih svojstava
S	serija ispitnih tijela namijenjena ispitivanju savojnih svojstava
CSC	kompozitnu ploča (ili ispitno tijelo) - ugljik-staklo-ugljik
SCS	kompozitnu ploča (ili ispitno tijelo) - staklo-ugljik-staklo



Sažetak

U ovom radu je opisano najnovije stanje na području primjene polimernih kompozita u zrakoplovnoj industriji. Spomenute su i ostale vrste kompozita koji imaju značajnu ulogu u zrakoplovstvu. Obradena je i kompletna teorija samih kompozitnih materijala, od zahtijeva na takve materijale, preko vrsta, njihovog načina proizvodnje te primjera primjena u industriji, uz poseban naglasak na polimerne kompozite ojačane vlaknima. U eksperimentalnom dijelu rada iznijeti su postupci i zaključci glede izrade slojevitih hibridnih kompozitnih ploča sastavljenih od ugljičnih i staklenih vlakana i ispitivanja njihovih mehaničkih svojstava. U prvom slučaju središnji sloj kompozitne ploče načinjen je od staklenih, a vanjski slojevi od ugljičnih vlakana, a u drugom slučaju središnji sloj je načinjen od ugljičnih, a vanjski slojevi od staklenih vlakana. Zabilježeni su i rezultati eksperimentalnog laboratorijskog ispitivanja rasteznih i savojnih svojstava svake od kompozitnih ploča (na izrađenim ispitnim tijelima od obje kompozitne ploče) te su dobiveni rezultati uspoređeni međusobno. Tim ispitivanjem htjelo se pokazati koje su razlike u svojstvima kompozitnih materijala koji su izrađeni od istovjetnih materijala (iste epoksidne smole kao matrice, te istog broja slojeva staklenih i ugljičnih vlakana kao ojačala), ali različitog redoslijeda slaganja slojeva, tj. u prvom slučaju materijal ojačan izvana ugljičnim, a iznutra staklenim vlaknima, te obrnuto, s vanjskim slojevima od staklenih vlakana i središnjim dijelom od dva sloja ugljičnih vlakana. Povučene su i paralele s još nekim materijalima zanimljivima u zrakoplovstvu (aluminijske legure i slojeviti kompozitni materijali sa samo jednom vrstom ojačanja).



1. Uvod

Kompozitni materijali su kombinacija dva ili više materijala različitih svojstava koji daju materijal takvih svojstava kakva ne posjeduje niti jedna komponenta sama za sebe. Kompozit se sastoji od matrice i ojačala, koja se dodaju prvenstveno kako bi se povisila čvrstoća i krutost matrice, pri čemu je ojačavalo najčešće u obliku vlakana. Postoje mnogi različiti kompoziti, ali najčešći su oni s polimernom matricom ojačani sa staklenim, ugljičnim, aramidnim i poliesterskim vlaknima.

U odnosu na “tradicionalne” materijale kompoziti posjeduju brojne prednosti: postojanost prema koroziji; niska gustoća i mala masa; povoljan odnos čvrstoće i gustoće (specifična čvrstoća); povoljan odnos modula elastičnosti i gustoće (specifična krutost); mogućnost proizvodnje dijelova složenog oblika; jednostavno i jeftino održavanje; dulji vijek trajanja; mogućnost “dizajniranja” svojstava. [1]

U ovom radu bit će opisano najnovije stanje na području primjene polimernih kompozita u zrakoplovnoj industriji. Spomenut će se i ostale vrste kompozita koji imaju značajnu ulogu u zrakoplovstvu. Obradena će biti i kompletna teorija samih kompozitnih materijala, od zahtijeva na takve materijale, preko vrsta, svojstava, njihovog načina proizvodnje te primjera primjena u industriji, kako u zrakoplovstvu tako i za potrebe strojarske proizvodnje, ali i za druge grane industrije, uz poseban naglasak na polimerne kompozite ojačane vlaknima. U eksperimentalnom dijelu rada iznijet će se zaključci nakon što se izrade slojevite hibridne kompozitne ploče sastavljene od ugljičnih i staklenih vlakana te ispituju njihova mehanička svojstva. U prvom slučaju središnji sloj kompozitne ploče biti će načinjen od staklenih a vanjski slojevi od ugljičnih vlakana, a u drugom slučaju središnji sloj će biti načinjen od ugljičnih a vanjski slojevi od staklenih vlakana. Potom će biti ispitana rastezna i savojna svojstva svake od kompozitnih ploča te će dobiveni rezultati biti uspoređeni međusobno. Tim se je ispitivanjem htjelo pokazati koje su razlike u svojstvima kompozitnih materijala koji su izrađeni od istovjetnih materijala (iste epoksidne smole kao matrice, te istog broja slojeva staklenih i ugljičnih vlakana kao ojačala), sa različitim redoslijedom slaganja slojeva, tj. ako je u prvom slučaju materijal ojačan izvana ugljičnim, a iznutra staklenim vlaknima, te obrnuto, s vanjskim slojevima od staklenih vlakana i središnjim dijelom od dva sloja ugljičnih vlakana. Povuci će se i paralele s još nekim

materijalima zanimljivima u zrakoplovstvu (aluminijske legure i slojeviti kompozitni materijali sa samo jednom vrstom ojačanja).

Zahvaljujući brojnim inovacijama na području razvoja postojećih materijala i stvaranjem novih vrsta materijala omogućen je razvoj brojnih područja pa tako i zrakoplovstva koje je zahvaljujući tomu bitno unapredovalo od svojih prvih početaka do danas. Želja za kvalitetnijim i lakšim životom poticala je i potiče ljude za izradu sve složenijih tvorevina, čije se nove funkcije i svojstva ne mogu ostvariti klasičnim materijalima. S druge strane, otkrivanje i stvaranje novih vrsta materijala omogućili su i potakli izradu raznovrsnih pomagala, uređaja i strojeva te razvoj novih proizvodnih postupaka. Ovisnost kvalitete materijala i proizvoda danas sve manje ovisi o čovjeku, neposrednom proizvođaču, iako su iskustvo i vještine pojedinaca i dalje potrebne i nezamjenjive. Zbog uporabe kompozitnih materijala u današnjoj proizvodnji zrakoplova, automobila, brodova ili čamaca, bicikala, kućanskih aparata, igračaka, sportskih sprava, u odnosu na nekad, sve su te konstrukcije manje mase, trajnije, pouzdanije, jeftinije (ne uvijek) i ljepše od sličnih nekadašnjih. [1, 2]

Jedan od primjera razvoja i primjene novih materijala zasnovanih na znanstvenim istraživanjima jesu i polimerni kompoziti koji se danas masovno koriste za gradnju zrakoplova, ali i sportske opreme i brojnih drugih proizvoda, zamjenjujući tako sve više konvencionalne materijale u svim granama industrije. U industriji oni se primjenjuju više od 50 godina. Prva primjena zabilježena je u maloj brodogradnji, a kasnije se proširila na sve već spomenute grane industrije. Glavne su im prednosti to što su niže cijene, lagane preradljivosti, mogućnosti prerade konvencionalnim preradbenim postupcima, pogodni za masovnu proizvodnju te recikliranje.

Tako je npr. specifična čvrstoća (omjer čvrstoće i gustoće) današnjih polimernih kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima preko četiri puta viša od aluminijskih i titanovih legura, a specifična krutost (omjer modula elastičnosti i gustoće) dva puta viša. Upravo ova dva svojstva omogućila su bolje tehničke karakteristike današnjih zrakoplova. [1]

Odabirom materijala bitno se utječe na tehničke karakteristike konstrukcije, kao i na njezine troškove izrade i održavanja, odnosno na ukupnu konkurentnost proizvoda. Zahtjevi koje stavljamo pred takve materijale tiču se funkcionalnosti, eksplotabilnosti, tehnologičnosti, raspoloživosti i nabavljivosti takvog materijala, normiranosti, recikličnosti i uništivosti (ekologičnosti) materijala i estetičnosti materijala. [2]

2. Zahtjevi na materijale, kriterij izbora materijala i svojstva materijala

Zrakoplov je primjer proizvoda gdje se danas više nego ikada masovno koriste novi materijali.

Razlozi za to su sljedeći: [1]

- poboljšanje uporabnih karakteristika zrakoplova u pogledu veličine, mase, brzine, nosivosti, sigurnosti i trajnosti;
- promjena uvjeta rada i zahtjeva koji se postavljaju na strojni dio ili element konstrukcije;
- kvarovi tijekom uporabe uzrokovani materijalom – deformacije, lomovi, prekomjerno trošenje ili korozija;
- primjena novih zakona, propisa i normi;
- smanjenje troškova i postizanje bolje konkurentnosti.

Neke procjene govore da udjel materijala u cijeni zrakoplova iznosi otprilike 60 %. Iz tog razloga javlja se potreba i opravdanost za razmatranjem poboljšanja performansi zrakoplova, uz istovremeno što nižu cijenu, na način da se smanjuju ukupni troškovi materijala. Sve strože zahtjeve koji se postavljaju na zrakoplovne dijelove klasični materijali ne ispunjavaju u potpunosti. Stoga se javlja potreba za novim i poboljšanim materijalima (ciljano razvijene legure aluminijske, magnezijске ili titanske, čelici povišene i visoke čvrstoće, kompoziti i dr.) koji uspješno udovoljavaju kompleksnim eksploatacijskim zahtjevima. Svaka od skupina pruža dovoljno prednosti u primjeni kao što su npr. mala masa, dobra postojanost pri niskim i visokim temperaturama, postojanost prema koroziji, visoka čvrstoća, dinamička otpornost i slično. [1]

Problem izbora materijala je općenito problem optimiranja kroz primjenu metoda optimizacije upotrebom klasičnih podloga i pomagala (katalozi proizvođača, priručnici, norme, interni propisi i preporuke) odnosno računalnih informacijskih sustava. [1]

2.1 Funkcionalnost i eksplotabilnost

Najvažniji i osnovni zahtjevi prilikom konstruiranja vezani su uz funkcioniranje dijela, sklopa ili cijele konstrukcije i to u cijelom životnom vijeku. Eksplotabilnost nam govori o ponašanju materijala u uporabi. Pri tome treba voditi računa o: [2]

- održavanju definiranih dimenzija i oblika konstrukcije – bitna su mehanička svojstva materijala;
- održavanju cjelovitosti konstrukcije – otpornost na lom za koju su bitna mehanička svojstva materijala;
- sprečavanju oštećenja površine zbog trošenja, korozije i sličnih procesa dotrajavanja;
- zadržavanju ostalih fizikalnih svojstava bitnih za održavanje funkcije proizvoda u vremenu njegove uporabe.

Ti se zahtjevi izražavaju kroz traženu: nosivost, sigurnost i pouzdanost, trajnost, prikladnost za održavanje i zamjenu, itd. [2]

Osnovna svojstva materijala koja opisuju te zahtjeve i kriterije izbora jesu: [1, 2]

- fizikalno-kemijska svojstva (npr. mala masa, korozijska postojanost, postojanost gorenju, apsorpcija buke i vibracija, zadovoljavajuća krutost),
- mehanička otpornost (npr. postojanost pri visokim temperaturama - puzanje, otpornost na naglo širenje pukotina, otpornost u uvjetima statičkog opterećenja),
- postojanost trošenju (otpornost umoru),
- postojanost djelovanju agresivnih medija, plinova, biološkom utjecaju, zračenju i sl.

Osim ovih osnovnih zahtjeva definiranih određenim svojstvom materijala u obzir se moraju uzeti i **izvedeni kriteriji** koji uključuju više svojstava: [1]

- **specifična čvrstoća** - omjer rastezne čvrstoće i gustoće materijala;
- **specifična krutost** - omjer modula elastičnosti i gustoće;
- **sigurnost** - umnožak granice razvlačenja i lomne žilavosti.

2.2 Tehnologičnost [2]

Tehnologičnost predstavlja pojam koji govori o prikladnosti odnosno sposobnosti materijala za obradu ili oblikovanje nekim tehnološkim postupkom. U širem smislu tehnologičnost je određena materijalom i tehnološkim postupkom (vrstom opreme, parametrima procesa i ljudskim faktorom).

Opća prikladnost za obradu ili oplemenjivanje materijala obično se kvantificira preko sljedećih tehnoloških svojstava:

- livljivost,
- obradljivost odvajanjem čestica – rezljivost,
- oblikovljivost deformiranjem – na toplo ili na hladno,
- povezljivost: zavarljivost, lemljivost, prikladnost za lijepljenje,
- toplinska obradljivost; npr. zakaljivost, prokaljivost,
- prikladnost za prevlačenje i zaštitu površine,
- troškovi izrade vezani uz materijale.

2.3 Raspoloživost i nabavljenost materijala [2]

Ova skupina kriterija obuhvaća razmatranje sljedećih informacija:

- porijeklo materijala – strani, domaći,
- raspoloživost vrste, stanja i dimenzije materijala,
- kvaliteta materijala pojedinih proizvođača,
- cijena i troškovi nabave materijala pojedinih proizvođača,
- ostali uvjeti nabave, itd.

2.4 Normiranost [2]

Ovaj kriterij ukazuje na potrebu da se primarno primjenjuju materijali propisani normama. Osim toga često se upravo polazi od nužnosti ispunjenja nekih propisa, zakona, normi i preporuka u pogledu obvezne primjene unaprijed određenih vrsta materijala ili zadovoljenja specifičnih

svojstava. Ovdje su primarno sadržana tehnička ograničenja i uvjeti primjene, uvjeti sigurnosti i zdravlja ljudi ili zaštite okoliša.

2.5 Recikličnost i uništivost (ekologičnost) materijala [2]

Izbor materijala prikladnih za recikliranje (tzv. “zelenih materijala“) danas postaje sve važniji. Recikličnost i uništivost je teško kvantificirati, ali se barem opisno mogu analizirati npr.:

- mogućnost prirodne razgradnje,
- tehnološka složenost prikupljanja, razdvajanja i recikliranja,
- troškovi uništenja ili recikliranja vezani uz pojedini materijal,
- utjecaj na okoliš i zdravlje ljudi – odlaganjem u okoliš ili recikliranjem (npr. otrovnost), itd.

2.6 Estetičnost [2]

Tržišno konkurentni proizvodi često se razlikuju samo prema atraktivnom izgledu koji uključuje:

- boju, prozirnost, sjajnost,
- mogućnost jednostavnog i lijepog oblikovanja (zapravo predstavlja dio tehnologičnosti),
- mogućnost postizanja željenog stanja površine – hrapavost ili tolerancije, stupanj sjajnosti, itd.

U konkretnoj situaciji traži se gotovo uvijek kompromisno ispunjenje više zahtjeva pa izbor materijala predstavlja složeni problem traženja OPTIMUMA (najpovoljnije rješenje u postojećim uvjetima). Pri odabiru materijala upotrebljavaju se, stoga, često metode za višekriterijsko odlučivanje i optimiranje.

2.7 Svojstva materijala potrebna za izbor

U konkretizaciji zahtjeva i kriterija vrednovanja treba još pridružiti odgovarajuće kvantitativne vrijednosti svojstava. Kvantitativni pokazatelji svojstava, nažalost, često nedostaju ili se pak pogrešno pridružuju zahtjevima. Stoga se u praksi, pri odlučivanju o materijalu, konstruktori rado priklanjaju iskustvu i subjektivnim procjenama. [2]

Najpotpunija i najdostupnija skupina podataka o svojstvima materijala dobiva se normiranim i dogovorenim laboratorijskim ispitivanjima ispitnih tijela izrađenih iz poluproizvoda ili gotovih dijelova. Time se dobivaju usporedivi podaci koji imaju najveću važnost pri proračunu konstrukcija i izboru materijala. Ostali podaci proizlaze iz praćenja u izradi i uporabi u obliku povratnih informacija, te upotpunjuju sliku svojstava i naročito mogućeg ponašanja materijala. [2]

Govoreći o svojstvima i karakteristikama materijala govori se o: [2]

- sastavu i mikrostrukturi materijala (kemijski sastav, atomska i molekularna struktura, mikrostrukturne i makrostrukturne karakteristike);
- fizikalna svojstva materijala (gustoća, modul elastičnosti, električna, magnetska, toplinska - termodinamička, optička, akustična, radijacijska svojstva);
- postojanost na kemijske, fizikalne i biološke utjecaje (postojanost na djelovanje medija, tvari u dodiru, živih bića (biološka postojanost); postojanost na UV svjetlo, zračenje; uništivost kemijskim ili biološkim djelovanjima);
- mehanička svojstva (svojstva dobivena ispitivanjima uz statičko kratkotrajno opterećenje, tvrdoća, svojstva dobivena ispitivanjima uz dinamičko promjenjivo opterećenje, svojstva dobivena uz udarno opterećenje, svojstva puzanja i relaksacije);
- proizvodno - tehnološka svojstva (livljivost, oblikovljivost deformiranjem: kovkost – gnječivost - deformabilnost, obradljivost odvajanjem čestica - rezljivost, zavarljivost, prikladnost za lijepljenje, mogućnost zaštite površine, toplinska obradljivost, itd.);
- tribološka svojstva (svojstva otpornosti na abraziju, adheziju, umor površine i tribokemijsko trošenje);
- uporabne - eksploatacijske karakteristike (karakteristike lomova, istrošenja, korozijskog dotrajanja, otrovnost, uništivost, itd.);
- tržišne karakteristike materijala i poluproizvoda (stanja, oblici, dimenzije, tolerancije, cijena, uvjeti i troškovi nabave).

2.7.1 Gustoća

Jedan od najvažnijih zahtjeva koji se postavljaju na zrakoplovni materijal jest što manja masa te se preferiraju materijali **niske gustoće** kao što su npr. polimeri, kompozitni materijali, aluminijske ili magnezijske legure. Gustoća je po definiciji odnos mase i volumena nekog tijela, $[\text{kg}/\text{m}^3]$. Primjenom, materijala manje mase, kao primjerice vlaknima ojačanih kompozita može se ostvariti značajna ušteda na masi zrakoplovne konstrukcije. Kompozitni materijali visoke čvrstoće i krutosti danas se uspješno primjenjuju kao alternativa klasičnim metalnim materijalima više gustoće i veće mase. [1, 3]

Tablica 2.1 sadrži vrijednosti gustoće osnovnih skupina tehničkih legura.

Tablica 2.1. Gustoće konstrukcijskih legura [1]

<i>Materijal</i>	<i>Gustoća, kg/m³</i>
Aluminijske legure	2700
Titanove legure	4500
Sivi lijev	7250
Čelik	7850
Niklove legure	8900
Bakarne legure	8930

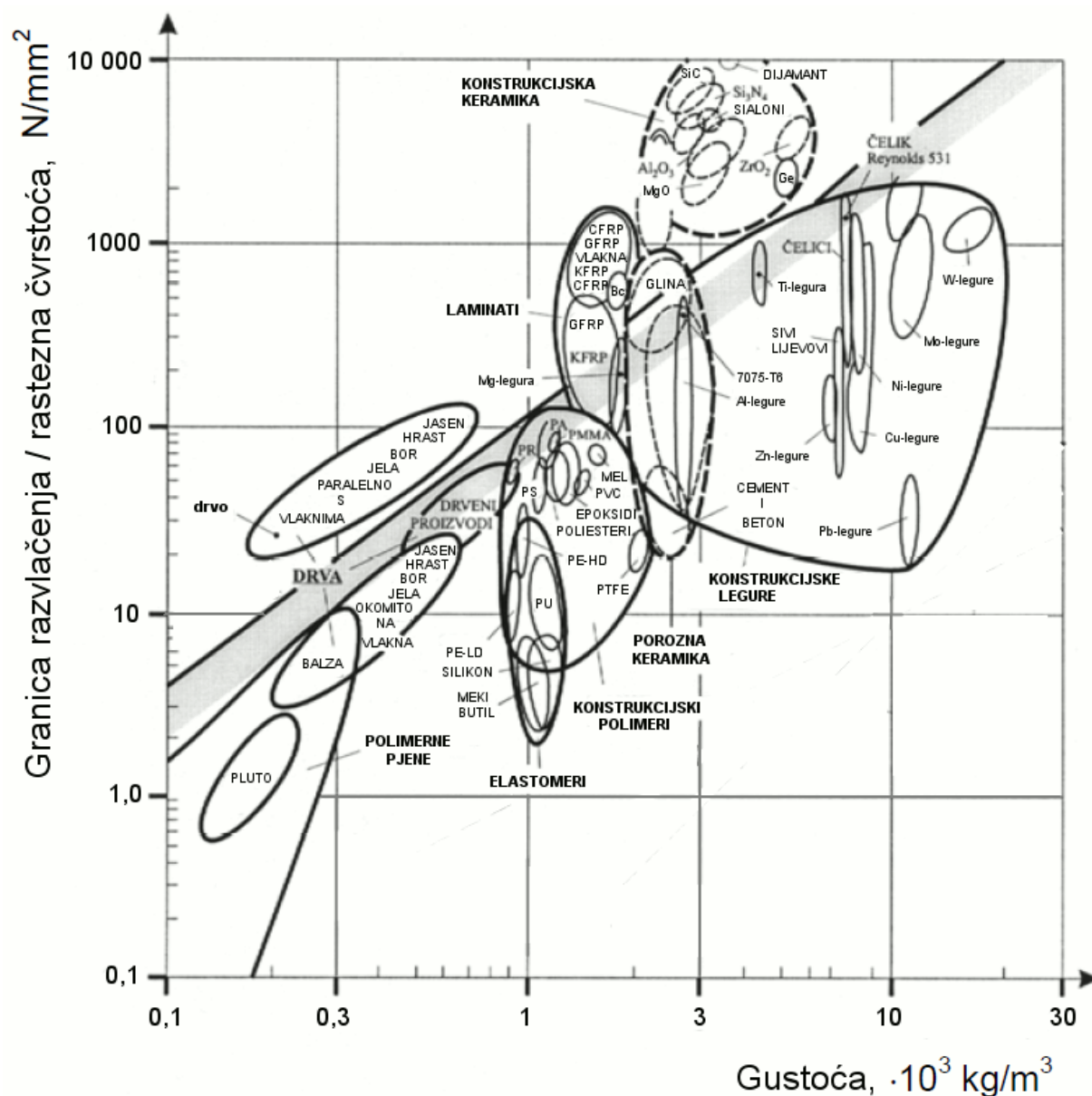
Čelik, niklove legure i legure bakra jesu materijali visoke gustoće, za razliku od legura titana i osobito aluminija, što ovim potonjim daje veliku prednost u najvećem dijelu zrakoplovnih primjena. Ostale skupine tehničkih materijala poput keramike, kompozita, polimera i drva u pravilu su niže gustoće i to slijedom kako su navedeni. [1]

2.7.2 Čvrstoća

Materijal od kojeg se izrađuju dijelovi zrakoplova mora biti odgovarajuće mehaničke otpornosti da bi mogao izdržati svekolika opterećenja koja se javljaju tijekom eksploatacije. Mehaničku otpornost u uvjetima djelovanja konstantnog opterećenja određuje **granica razvlačenja** (ili kod nekih materijala konvencionalna granica razvlačenja) i **čvrstoća** materijala. Granica razvlačenja jest ono naprezanje prema kojem se uz odabrani stupanj sigurnosti utvrđuje dopušteno

naprezanje pri radu strojnih dijelova i elemenata konstrukcije. Djelujuće naprezanje ni u kom slučaju ne smije prijeći vrijednost (konvencionalne) granice razvlačenja zbog pojave plastične (trajne) deformacije s konačnim ishodom loma materijala. Čvrstoća je veličina najviše moguće ili dopuštene kohezivne sile među molekulama ili kristalima materijala u čvrstom agregatnom stanju. Izražava se jedinicama sile koja opterećuje materijal, po jedinici površine presjeka u kome se ta sila ispoljava (tzv. **naprezanje materijala**), u karakterističnim točkama dijagrama čvrstoće. Uobičajena oznaka za naprezanje i čvrstoću je σ , [MPa ili N/mm²]. [1, 4]

Na slici 2.1 predočena je ovisnost mehaničke otpornosti i gustoće različitih skupina konstrukcijskih materijala. Otpornost duktilnih (žilavih) materijala iskazana je granicom razvlačenja, a krhkih materijala rasteznom čvrstoćom. [1]



Slika 2.1. Ovisnost čvrstoće/granice razvlačenja o gustoći materijala [1]

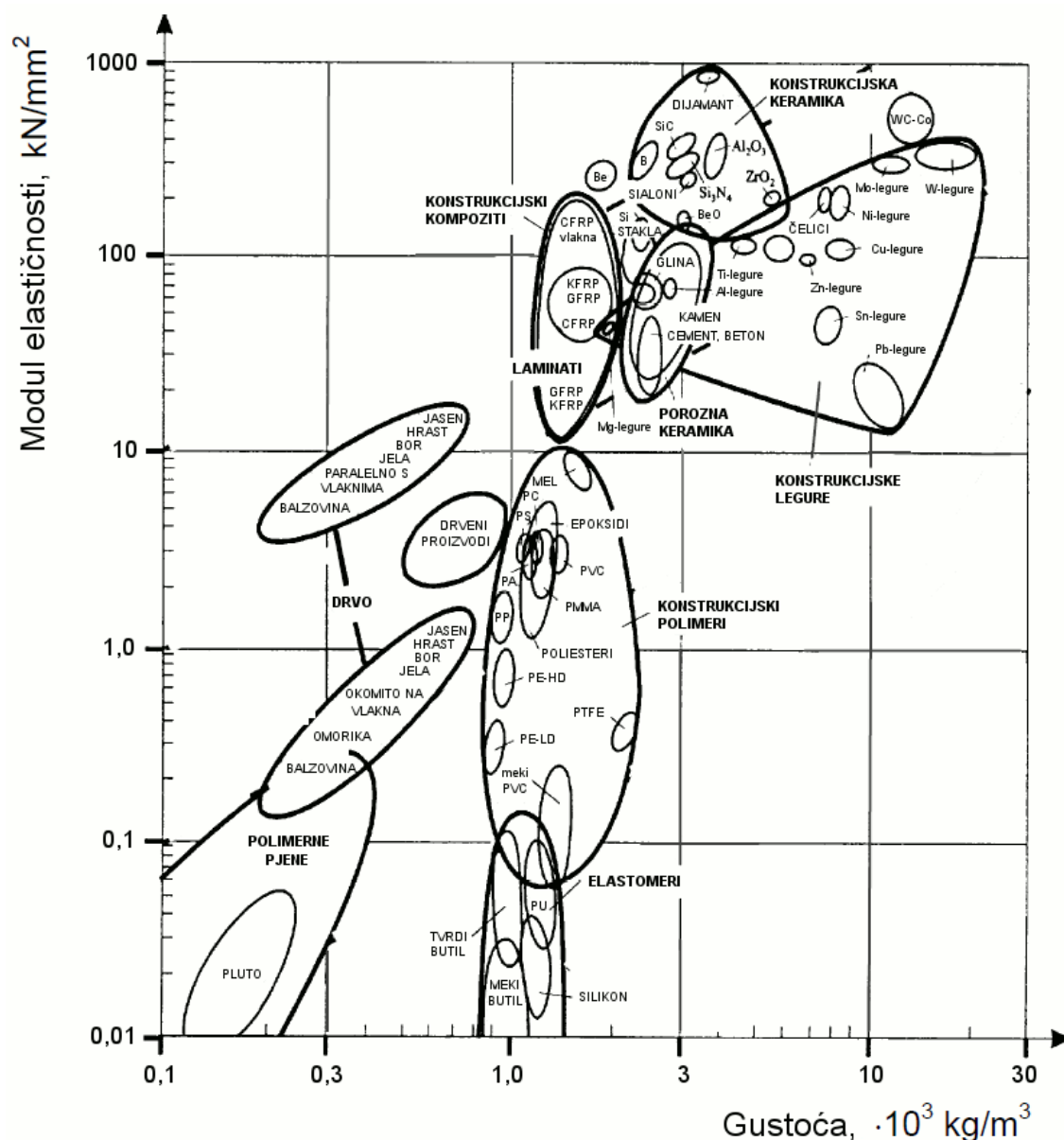
Kompoziti su, kako je već istaknuto, jedan od sve prisutnijih materijala u zrakoplovstvu zahvaljujući povoljnim svojstvima poput visoke čvrstoće i male mase što im daje izrazito povoljnu specifičnu čvrstoću. Čvrstoću i krutost moguće je postići ojačalima u obliku staklenih (GFRP) i ugljičnih vlakana (CFRP). [1]

2.7.3 Krutost

Da bi se spriječilo izvijanje dijelova zrakoplovnih konstrukcija materijal mora biti ne samo čvrst već i krut. Krutost možemo definirati kao otpornost na deformaciju. Različite skupine konstrukcijskih materijala posjeduju veću ili manju krutost o čemu je potrebno voditi računa prilikom dimenzioniranja. Krutost materijala određuje **modul elastičnosti (Youngov modul)**. Veličina ove elastične konstante izravno ovisi o čvrstoći veze između strukturnih jedinica u kristalnoj ili amorfnoj strukturi. Ako je veza vrlo čvrsta onda je i visoka vrijednost modula elastičnosti. Što je čvrstoća veze slabija niže su i vrijednosti ove elastične konstante te materijal pokazuje manju krutost. [1, 5]

Slika 2.2 predočava krutost osnovnih skupina konstrukcijskih materijala s obzirom na gustoću. Dijagram kvalitativno nalikuje prikazu na slici 2.1, te je očito da su čvršći materijali ujedno i krući. [1]

Kompozitne materijale općenito karakterizira visok modul elastičnosti, posebice ako se radi o visokočvrstim i visokokrutim ugljičnim vlaknima kao ojačalima. Nešto manje kruti kompoziti staklenog ojačanja još uvijek su dovoljno kruti za većinu konstrukcijskih primjena. Za razliku od vlaknastih kompozita čija su svojstva anizotropna te je krutost najviša u smjeru vlakana, laminirane kompozitne konstrukcije su ujednačenijih svojstava zbog višeslojnog polaganja ojačanja i orijentacije vlakana u pojedinim slojevima. [1]



Slika 2.2. Ovisnost modula elastičnosti o gustoći materijala [1]

2.7.4 Tvrdća materijala [6]

Tvrdoća je otpornost materijala prema prodiranju drugog, znatnije tvrdjeg tijela. Prvu metodu za mjerenje tvrdoće razvio je još početkom 20. stoljeća *Mohs*. Prema *Mohsovoj skali* tvrdoće materijali su svrstani u 10 razreda tvrdoće, ali ona vrijedi samo za minerale. Najtvrdem materijalu – dijamantu pripada tvrdoća 10, a najmekšem puderu (milovki) tvrdoća 1. Metoda je zbog slabe selektivnosti neprimjerena u strojarstvu, pa se koristi danas isključivo u mineralogiji.

Ispitivanje tvrdoće tek neznatno oštećuje površinu ispitivanog predmeta pa se općenito može svrstati u gotovo nerazorna ispitivanja. Za samo ispitivanje ne treba izraditi posebnu epruvetu nego samo odgovarajuće pripremiti površine uzorka ili strojnog dijela.

Uređaji za mjerenje tvrdoće - tvrdomjeri u pravilu su jednostavniji i jeftiniji od nekih drugih uređaja za ispitivanje ostalih mehaničkih svojstava.

Na ovom području razvijen je čitav niz metoda ispitivanja tvrdoće. Ispitivanje tvrdoće je vjerojatno najčešće uporabljeno ispitivanje nekog mehaničkog svojstva, unatoč tome što mehanička svojstva utvrđena ispitivanjem tvrdoće ne predstavljaju fizikalno jednoznačno definirane veličine.

No tvrdoća je u korelaciji s nekim drugim mehaničkim svojstvima. To se prvenstveno odnosi na rasteznu čvrstoću R_m (posebice kod općih konstrukcijskih čelika i sivog lijeva), na otpornost na abrazijsko trošenje itd.

Osnovni princip mjerenja kod većine metoda je mjerenje veličine ili dubine otiska što ga penetrator (indenter ili utiskivalo) opterećen nekom silom, načini u ispitivanom materijalu.

Glavne metode mjerenja tvrdoće koje se danas najviše upotrebljavaju su:

- metoda po Brinell-u;
- metoda po Vickers-u;
- metoda po Rockwell-u;
- metoda po Shore-u.

2.7.5 Dinamička izdržljivost

Često dijelovi zrakoplova nisu napregnuti statičkim naprezanjem već promjenjivim (dinamičkim) naprezanjem koje se mijenja tijekom vremena. Unatoč tome što je iznos takvog dinamičkog naprezanja niži od granice razvlačenja, nakon nekog vremena može doći do loma. Zato dimenzioniranje dinamički opterećenih dijelova i konstrukcija korištenjem podataka o mehaničkim svojstvima određenih statičkim ispitivanjem nije valjano. Posljedica dinamičkog opterećenja je pojava umora materijala, odnosno postupnog razaranja materijala uslijed dugotrajnog djelovanja promjenjivog naprezanja što rezultira lomom dijela. Tablica 2.2

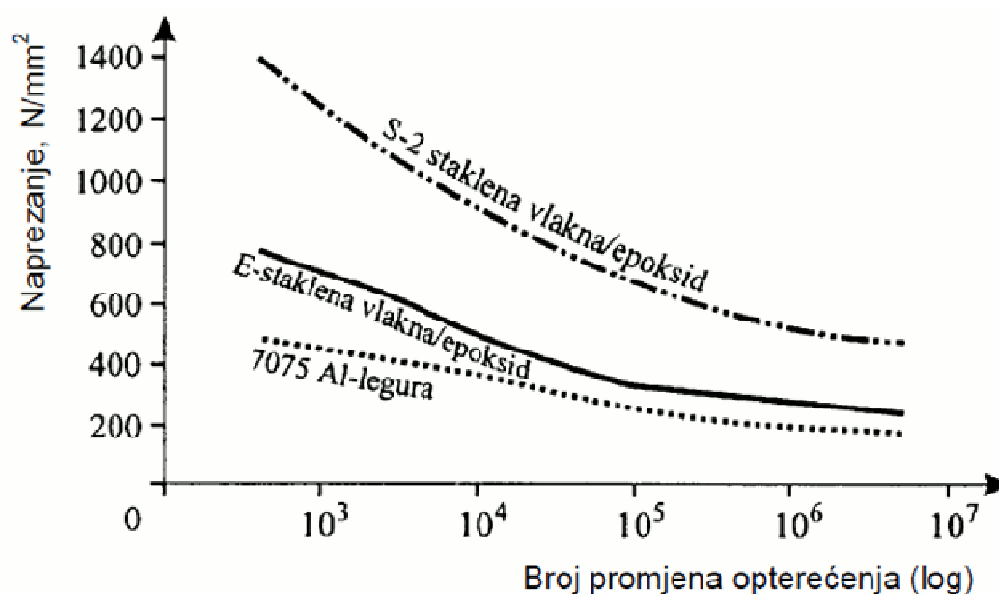
prikazuje učestalosti različitih oblika oštećenja u zrakoplovstvu te je vidljivo da je daleko najveći broj oštećenja uzrokovan upravo pojavom lomova nastalih umorom materijala. [1]

Tablica 2.2. Učestalost oštećenja zrakoplovnih dijelova u eksploataciji [1]

<i>Vrsta oštećenja</i>	<i>Zastupljenost, %</i>
Opća korozija	3
Lom od umora	61
Preopterećenje	18
Visokotemperaturna korozija	2
Napetosna korozija	9
Trošenje abrazijom i erozijom	7

Zbog toga se dinamički opterećene konstrukcije moraju dimenzionirati na vrijednost dinamičke izdržljivosti. Dinamička izdržljivost je ono najviše dinamičko naprezanje koje materijal izdrži bez pojave loma nakon teoretski beskonačnog broja promjena opterećenja (ciklusa), a realno uz neki granični broj ciklusa. [1]

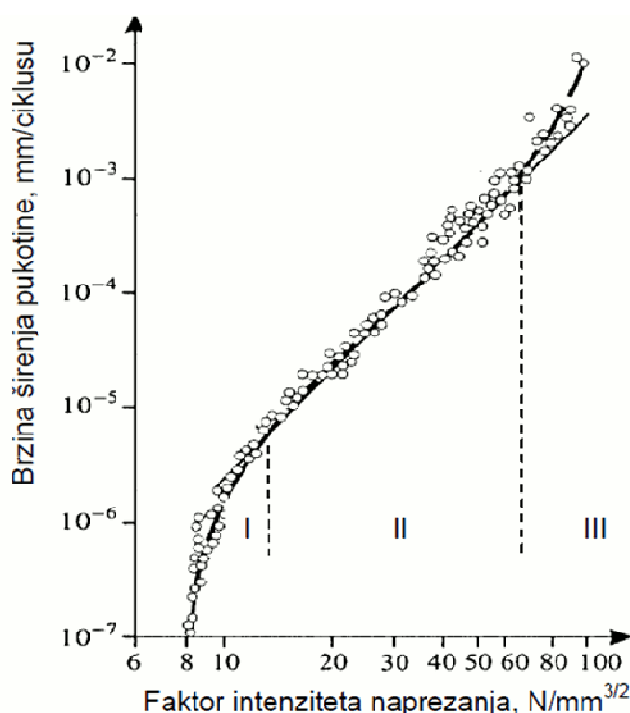
Za metalne materijale, a posebice konstrukcijske čelike, karakteristično je da se Wöhlerova krivulja asimptotski približava vrijednosti dinamičke izdržljivosti dok kod nekih polimera i polimernih kompozita to nije slučaj pa se ne može pouzdano utvrditi iznos dinamičke izdržljivosti, slika 2.3. [1]



Slika 2.3. Ponašanje materijala pri dinamičkom opterećenju [1]

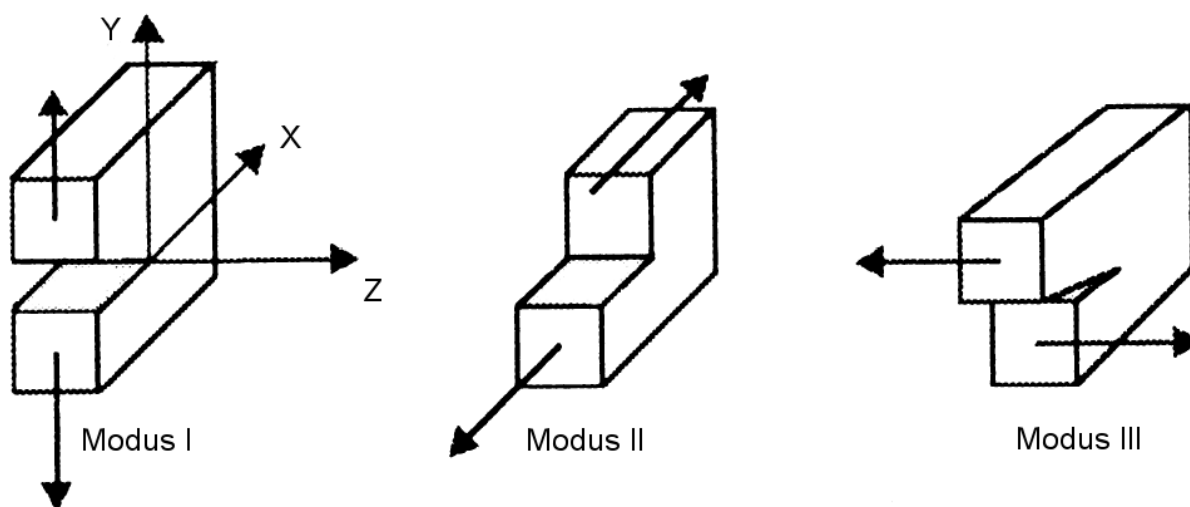
2.7.6 Lomna žilavost

Također, jedan od bitnih zahtijeva koji se postavlja na zrakoplovni materijal jest otpornost prema pojavi i širenju pukotina. Materijal zrakoplovnih konstrukcija mora biti otporan na naglo širenje pukotina da bi se izbjegli različiti lomovi i havarije koji u konačnici mogu uzrokovati neželjeno rušenje zrakoplova. Različite pukotine, ali isto tako i pogreške u mikrostrukтури materijala predstavljaju mjesta koncentracije naprezanja kada se uslijed višestrukog porasta naprezanja na tim izdvojenim lokalitetima javlja inicijalna pukotina koja se vremenom širi (propagira). Osobito je opasno naglo širenje pri kojem pukotina napreduje velikom brzinom (nestabilno širenje) jer se lom teško može predvidjeti. Iz tog razloga važno je poznavati veličinu naprezanja oko vrha pukotine ili nekog mikrostrukturnog koncentratora naprezanja. Polje (raspored) naprezanja oko pukotine opisuje veličina koja se naziva **faktor intenziteta naprezanja** i označava sa K . Faktor intenziteta naprezanja fizikalno predstavlja mjerilo intenziteta porasta naprezanja u blizini vrha pukotine. Slika 2.4 prikazuje utjecaj faktora intenziteta naprezanja na brzinu rasta pukotine. U području I gdje su niska naprezanja oko pukotine vrijednosti faktora intenziteta naprezanja su niske i pukotina sporo napreduje niskom brzinom, ali ona postepeno raste s prijelazom u II stadij. Pri višim vrijednostima faktora intenziteta naprezanja u području II započinje stabilno širenje pukotine višom i konstantnom brzinom. Nestabilno propagiranje u području III označava širenje pukotine visokom brzinom. Brzina rasta eksponencijalno raste približavanjem točki loma. [1]



Slika 2.4. Utjecaj faktora intenziteta naprezanja na brzinu širenja pukotine [1]

Prema mogućem načinu otvaranja pukotine, slika 2.5, razlikuju se faktori intenziteta naprezanja K_I , K_{II} i K_{III} . [1]



Slika 2.5. Načini otvaranja pukotine [1]

Modus I ima najveće značenje u praksi posebice kod dijelova s vanjskim i unutarnjim pukotinama, opterećenih rasteznim ili savojnim opterećenjem, te kod konstrukcija podvrgnutih unutarnjem tlaku. U slučaju modusa II pukotina se javlja uzdužnim smicanjem, a kod modusa III poprečnim smicanjem. [1]

Kritična veličina faktora intenziteta naprezanja pri kojem pukotina nastala jednostavnim otvaranjem (modus I) započinje nestabilno širenje u uvjetima ravninskog stanja deformacije naziva se **lomna ili pukotinska žilavost** i označava sa K_{IC} . Pojava ravninskog stanja deformacije karakteristična je za debelostjene dijelove. [1]

Nestabilno širenje pukotine u uvjetima napetosne korozije nastupa pri kritičnoj vrijednosti faktora intenziteta naprezanja K_{ISCC} (SCC – e. *Stress-Corrosion Cracking*). [1]

Na temelju vrijednosti lomne žilavosti može se odrediti kritično naprezanje pri kojem dolazi do loma statički opterećenih dijelova konstrukcija, uzimajući u obzir pogreške u materijalu nastale tijekom izrade ili eksploatacije. Na taj se način može provjeriti pouzdanost konstrukcije za poznato naprezanje i veličinu pogreške. Poznavanjem lomne žilavosti moguće je proračunati i kritičnu veličinu pukotine (pogreške u materijalu) koja će dovesti do loma pri zadanom

naprezanju. Posebnu primjenu u tom smislu nalazi ova vrijednost kod proračuna elemenata zrakoplovnih konstrukcija. [1]

Veličina tolerirane pukotine ili pogreške ovisi o omjeru lomne žilavosti i granice razvlačenja. Što je taj omjer viši, to se dozvoljava veća pukotina bez opasnosti od loma. [1]

2.7.7 Postojanost prema koroziji

Korozija predstavlja spontano razaranje materijala pod djelovanjem okolnog medija čime se narušava integritet konstrukcije, tj. njezina mehanička i fizikalna svojstva. Stoga materijali zrakoplovnih konstrukcija moraju biti postojani na koroziju. Između više različitih pojava oblika korozije posebno su opasne u zrakoplovstvu napetosna korozija i korozija ljuštenjem. [1]

Napetosna korozija je oblik selektivne korozije koja ne nastupa jednolično po cijeloj površini već samo lokalno na izdvojenim mjestima. Napetosna korozija javlja se u uvjetima istovremenog djelovanja agresivnog medija i rasteznog naprezanja. Pod pojmom naprezanje podrazumijeva se ono nastalo djelovanjem vanjskih sila, ali i zaostala naprezanja kao rezultat hladnog oblikovanja deformiranjem, naglog gašenja, zavarivanja i slično. Stoga ovaj tip korozije najčešće nastupa na hladno deformiranim lokalitetima jer tamo zaostaju napetosti (zaostala naprezanja) te u okolini zavarenih mjesta gdje su zaostala naprezanja uvedena grijanjem i hlađenjem. Naprezanja zajedno s djelovanjem agresivnog medija izazivaju pukotine transkristalnog karaktera, strogo okomite na smjer naprezanja. Pojavi ove vrste korozije podložniji su materijali veće mehaničke otpornosti. [1]

Drugi oblik korozije je ljuštenje materijala kada se na površini stvaraju različiti produkti kemijskih reakcija u interakciji s okolišem (najčešće oksidi). Ako produkti nisu dovoljno kompaktni da bi spriječili daljnju difuziju i porast debljine sloja s vremenom dolazi do ljuštenja uslijed tlačnih naprezanja. Na sloju ispod ponovo se formiraju kemijski produkti i nakon nekog vremena i taj sloj otpada. Višestruko raslojavanje materijala prema vani se očituje kao ljuštenje. [1]

2.7.8 Mehanička otpornost pri povišenim i visokim temperaturama - otpornost na puzanje

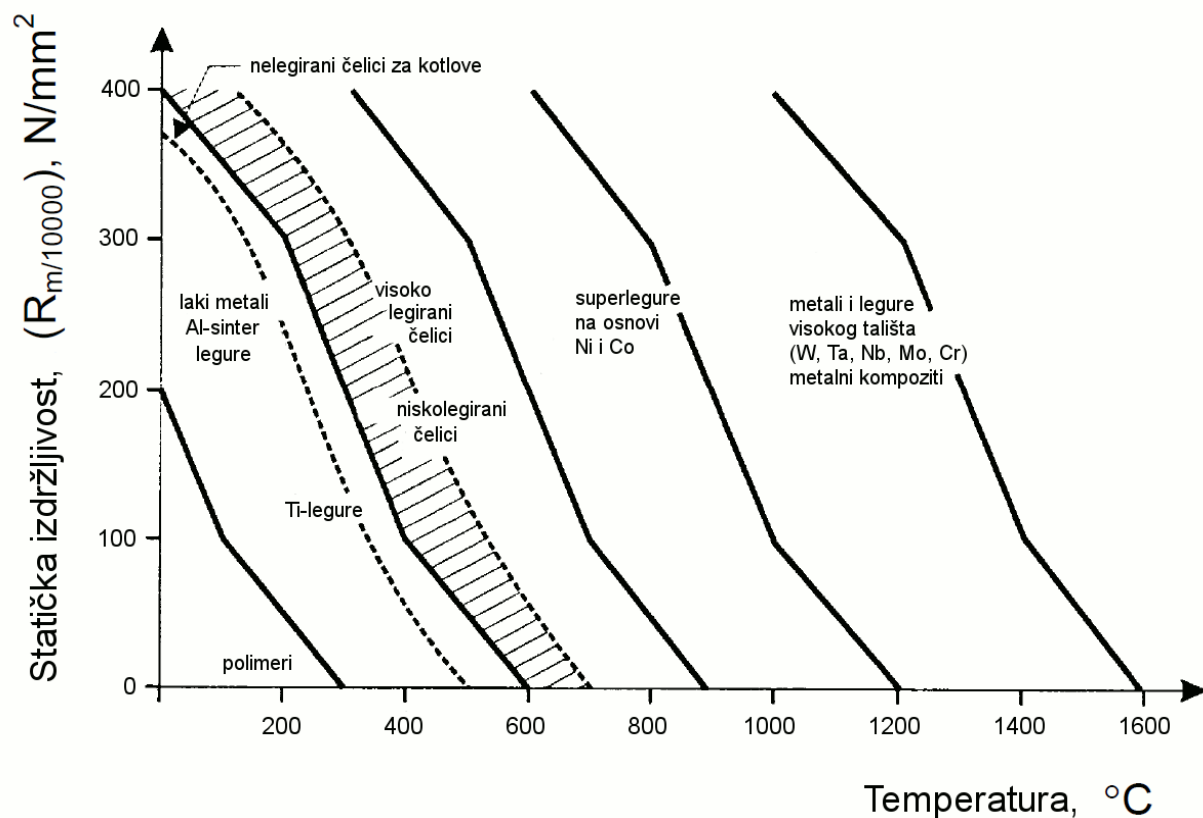
Dijelovi zrakoplova kao što su oplata, motor i turbina izloženi su tijekom uporabe visokim radnim temperaturama. Temperatura može biti i viša od 1000 °C pa konstrukcijski materijali moraju zadržati mehaničku otpornost pri tako visokim temperaturama. [1]

S porastom temperature snižava se granica razvlačenja i rastezna čvrstoća, a istezljivost materijala raste. Snižava se također modul elastičnosti pa je potrebno voditi računa o krutosti konstrukcije. Osim toga niže su i vrijednosti dinamičke izdržljivosti na što je također potrebno obratiti pažnju. [1]

Pri visokim temperaturama u uvjetima konstantnog naprezanja može doći do pojave puzanja materijala. Puzanje je toplinski aktiviran, ireverzibilan proces deformacije materijala koji nastaje u uvjetima dugotrajnog djelovanja konstantnog opterećenja pri nekoj povišenoj temperaturi. Otpornost prema puzanju definira **granica puzanja** i **statička izdržljivost**. Granica puzanja $R_{p\varepsilon/t/\vartheta}$ je ono rastezno naprezanje koje pri temperaturi ispitivanja ϑ nakon određenog trajanja ispitivanja (t) ostavlja u epruveti određenu trajnu deformaciju ε . Statička izdržljivost $R_{m/t/\vartheta}$ je rastezno naprezanje koje pri temperaturi ϑ nakon određenog trajanja ispitivanja (t) uzrokuje lom ispitnog tijela. [1]

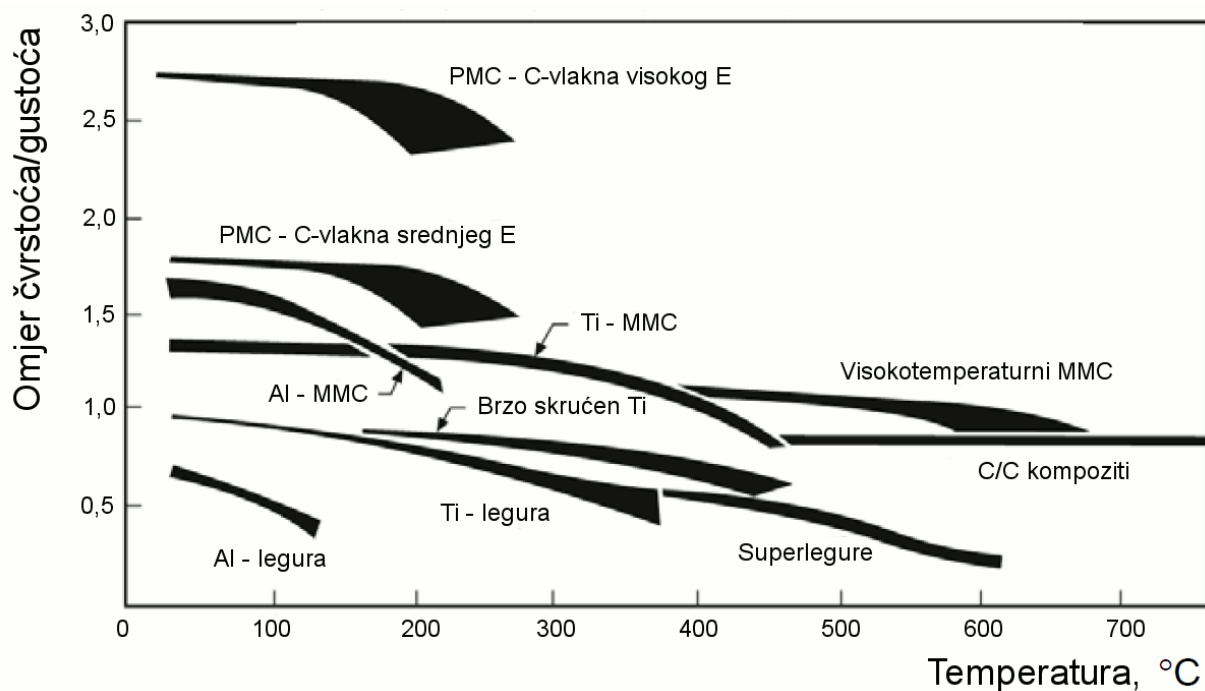
Slika 2.6 prikazuje statičku izdržljivost različitih skupina materijala nakon 10 000 sati ispitivanja. Porastom temperature statička se izdržljivost smanjuje i lom nastupa pri sve nižim naprezanjima. Otpornost puzanju općenito određuje temperatura tališta i mikrostrukturno stanje materijala. [1]

Metalni kompoziti predstavljaju materijale izrazito otporne na puzanje. [1]



Slika 2.6. Statička izdržljivost materijala [1]

Temperaturna područja primjene metalnih i nemetalnih materijala različitog omjera čvrstoće i gustoće ilustrira slika 2.7. [1]

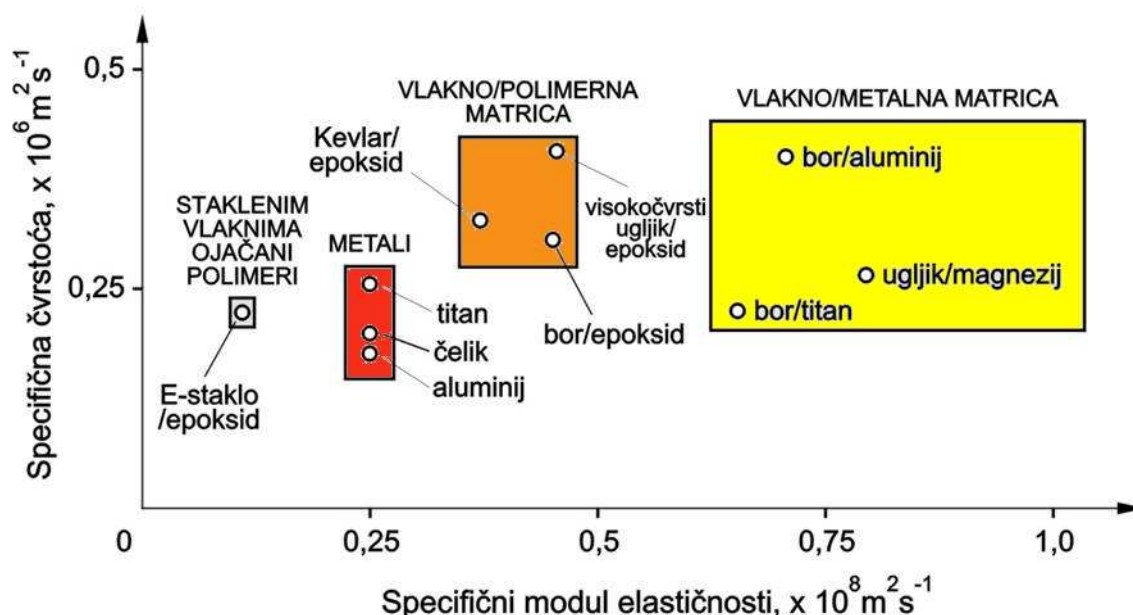


Slika 2.7. Područja radnih temperatura nekih metalnih i nemetalnih materijala [1]

Zbog slabe toplinske postojanosti polimerne matrice polimerni su kompoziti (PMC), inače povoljnog omjera čvrstoće i gustoće, u pravilu primjenjivi do temperature 250 °C. Stoga su kompoziti metalne matrice (MMC) u znatnoj prednosti, posebice ukoliko je riječ o visokotemperaturnim metalnim kompozitima. Ugljik-ugljik kompoziti, relativno nova skupina kompozitnih materijala, primjenjivi su u području najviših temperatura. [1]

2.7.9 Specifična čvrstoća i specifična krutost

Specifična čvrstoća i specifična krutost (specifični modul elastičnosti) predstavljaju izvedena svojstva materijala definirana s obzirom na gustoću. Specifična čvrstoća krhkih materijala prikazuje se omjerom čvrstoće i gustoće, a duktilnih materijala omjerom granice razvlačenja i gustoće. Za zrakoplovne materijale koji općenito moraju biti što čvršći i što krući te ujedno i što manje mase zahtjeva se **visoka specifična čvrstoća** i **visoka specifična krutost**. Specifična krutost iskazana je omjerom modula elastičnosti (E) i gustoće (ρ), a ovisno o načinu opterećenja i obliku dijela može se definirati i kao $E^{1/3}/\rho$. Na slici 2.8 uspoređena je specifična krutost i specifična čvrstoća nekih metala i kompozita. [1]



Slika 2.8. Usporedba specifičnog modula elastičnosti i specifične čvrstoće metala i kompozita [1]

Metali su općenito niže specifične krutosti i specifične čvrstoće naspram kompozita. Čvrstoća i krutost kompozita kada se razmatraju u odnosu na gustoću, iako variraju u širokom području kao rezultat različitih vrsta materijala matrice i ojačala u principu su povoljniji nego za metale, posebno kod kompozita metalne matrice. [1]

2.7.10 Sigurnost

Kako je već istaknuto materijali zrakoplovnih konstrukcija moraju biti čvrsti i otporni na pojavu plastične (trajne) deformacije (visoka konvencionalna granica razvlačenja, R_X) kao i na širenje pukotina (visoka lomna žilavost, K_{IC}). Budući da se radi o oprečnim svojstvima koja su u obrnuto proporcionalnom odnosu (visoka granica razvlačenja - niska lomna žilavost i obrnuto), sigurnost ili pouzdanost konstrukcijskog dijela iskazuje se kroz umnožak vrijednosti ova dva svojstva ($R_X \cdot K_{IC}$). [1]



3. Kompozitni materijali

Kompoziti su tvorevine dobivene umjetnim spajanjem dvaju ili više različitih materijala (materijala različitih sastava, svojstava i/ili oblika) s ciljem postizanja specifičnih karakteristika i svojstava (čvrstoća, gustoća, krutost, tvrdoća, toplinska i električna vodljivost), kakva ne posjeduje niti jedan materijal (komponenta) sam za sebe. Tim putem mogu se postići neobične, odnosno kod drugih materijala neuobičajene kombinacije svojstava. [2, 7]

Dakle kompoziti su umjetno proizvedeni višefazni materijali koji imaju željenu kombinaciju najboljih svojstava konstitutivnih faza. Obično, jedna faza (matrica) je kontinuirana i okružuje ostale (disperzne faze). [2]

U odnosu na “tradicionalne” materijale kompoziti posjeduju brojne prednosti: [1]

- postojanost prema koroziji;
- niska gustoća i mala masa;
- povoljan odnos čvrstoće i gustoće (specifična čvrstoća);
- povoljan odnos modula elastičnosti i gustoće (specifična krutost);
- mogućnost proizvodnje dijelova složenog oblika;
- jednostavno i jeftino održavanje;
- dulji vijek trajanja;
- mogućnost “dizajniranja” svojstava.

Doba suvremenih kompozita započelo je oko 1960. s razvojem borovih vlakana, koja su osim visoke specifične čvrstoće imala i visoku specifičnu krutost. Daljnji razvitak raznih vrsta vlakana bio je popraćen i razvojem tehnologije matričnih smola. Posljednjih godina istraživanja u svijetu su se usmjerila na pronalaženje i izradu novih tipova kompozita koji su jeftiniji, lakše se prerađuju i recikliraju, manje zagađuju okoliš i kod kojih je izvor sirovina neovisan o naftnim derivatima. Riječ je o kompozitima koji sadrže prirodna ojačala kao što su to juta, kenaf, konoplja, lan, pamuk i sl.

Danas se godišnje proizvodi oko 10 milijuna tona kompozitnih materijala sa povećanjem oko 5 % do 10 % godišnje. [8]

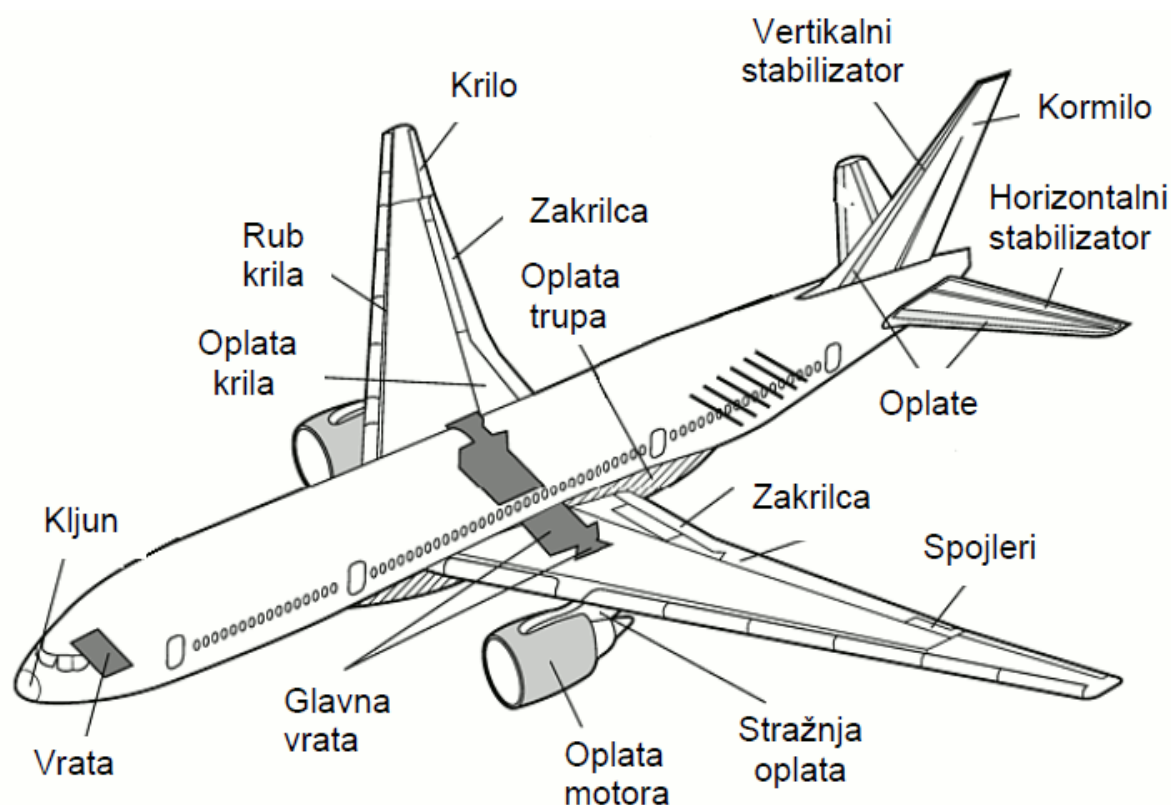
Za izradu niza dijelova/sustava (industrije vozila, zrakoplova, sportske opreme, opreme za kućanstva, brodogradnja, vodoopskrba, sanacija otpadnih voda) kompoziti mogu zamijeniti najčešće korištene metale – željezo i aluminij, pri čemu se često postižu bolja svojstva dijelova/sustava. Na primjer, s kompozitima se postiže manja masa, u slučaju zamjene čelika za 60 % do 80 %, u slučaju zamjene aluminija za 20 % do 50 %. [7]

Njihova primjena u zrakoplovstvu prvenstveno je uvjetovana niskom gustoćom, visokom čvrstoćom i krutošću s obzirom na gustoću kao i odličnim fizikalnim svojstvima. Uporabom kompozitnih materijala u izradi zrakoplovnih konstrukcija značajno se može sniziti masa zrakoplova i time ostvariti manja potrošnja goriva ili je moguće povećati korisnu nosivost na račun niže mase što opet povoljno utječe na troškovnu isplativost. Sljedeća je prednost kompozita mogućnost njihova oblikovanja u izratke složenog oblika čime se smanjuje ne samo broj pozicija nekog sklopa, već i potreba za pričvršćivanjem i spajanjem. Prednosti su dvostruke: uz manji broj pozicija skraćuje se vrijeme potrebno za montažu, ali se smanjuje i broj potencijalno opasnih mjesta iniciranja pukotine budući da elementi kao što su vijci i različiti provrti djeluju kao koncentratori naprezanja. U odnosu na konvencionalne konstrukcijske materijale kompoziti su manje osjetljivi na pojavu različitih oblika oštećenja što doprinosi njihovoj trajnosti. I napokon treba istaknuti da su to materijali koji se mogu konstruirati u cilju postizanja upravo onakvih svojstava kakva se traže kod određene primjene, a koja nisu ostvariva kod materijala komponenata. Zbog svega toga kompoziti predstavljaju uspješnu alternativu konvencionalnim metalnim materijalima u izradi konstrukcijskih elemenata kao što su oplata krila i trupa te brojni drugi elementi zrakoplova. Razvoj modernih zrakoplova velikim djelom uvjetovan je primjenom upravo kompozitnih materijala čiji udjel neprekidno raste kako je to prikazano tablicom 3.1 na primjeru tri serije Boeingovih zrakoplova. [1]

Tablica 3.1. Primjena polimernih kompozita kod Boeinga [1]

<i>Tip zrakoplova</i>	<i>Ukupna masa polimernih kompozita, kg</i>	<i>Ušteda mase, kg</i>
Boeing 737	681	272
Boeing 757	1516	676
Boeing 767	1535	636

Kompozitni dijelovi u pravilu su 20 % do 30 % manje mase u odnosu na istovrsne metalne dijelove. Na slici 3.1 dan je pregled različitih pozicija zrakoplova Boeing 777-200 izrađenih od kompozita. [1]



Slika 3.1. Dijelovi zrakoplova Boeing 777-200 izrađeni od polimernih kompozita [1]

Ukupna masa kompozitnih materijala ugrađenih u ovaj zrakoplov iznosi 7540 kg od čega 71 % čine polimerni kompoziti ugljičnog ojačanja, a preostali dio kompoziti staklenog ojačanja. [1]

Svaki kompozitni materijal u osnovi sadrži **ojačalo i matricu**, i oni predstavljaju konstituente (sastavne dijelove) svakog takvog materijala. Stoga je ukupno ponašanje kompozita određeno sljedećim: [1, 2]

- svojstvima materijala matrice i ojačala;
- veličinom i rasporedom (raspodjelom) konstituenata;
- volumnim udjelom konstituenata;
- oblikom konstituenata;
- prirodom i jakošću veza među konstituentima.

Osnovna zadaća matrice je povezivanje ojačala, prijenos opterećenja na ojačala i njihova zaštita od površinskog oštećenja. [1]

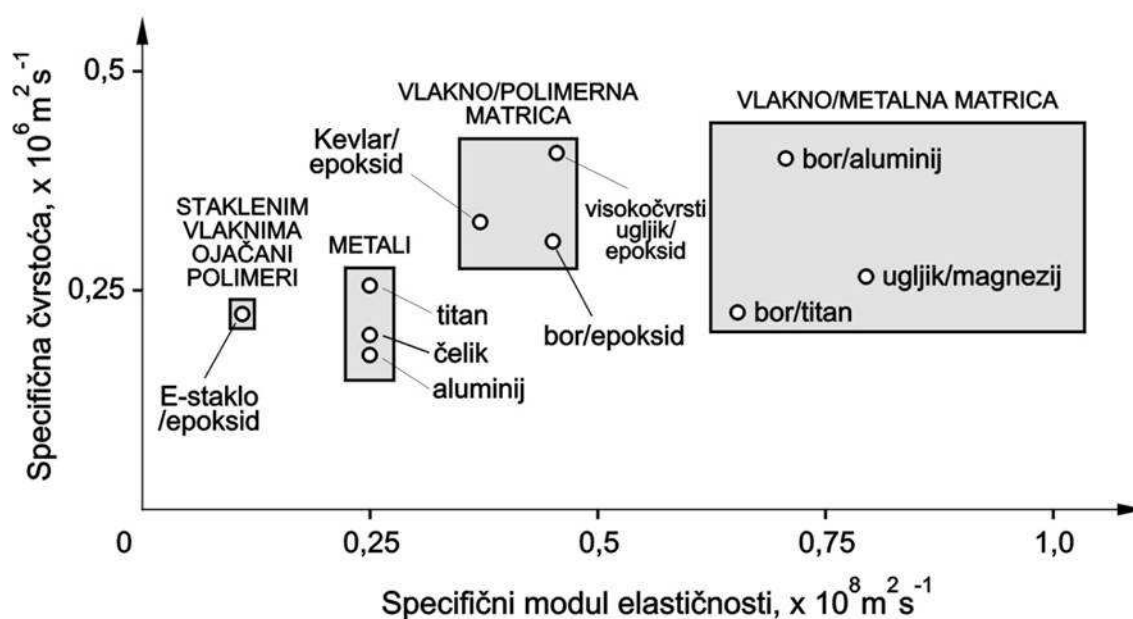
Prema vrsti materijala **matrica** može biti: [1, 9]

- **polimerna** (polimerni kompozit - PMC – e. *Polymer Matrix Composite*),
- **metalna** (metalni kompozit - MMC – e. *Metal Matrix Composite*),
- **keramička** (keramički kompozit - CMC – e. *Ceramic Matrix Composite*).

Prema vrsti materijala matrice slijedi temeljna podjela kompozita na metalne, keramičke i polimerne kompozite. [2]

Općenito, metali i polimeri rabe se kao materijali matrice da bi se ostvarila tražena duktilnost. U pravilu se kod kompozita s metalnom matricom s dodacima smanjuju trajne deformacije pri višim temperaturama, a kod kompozita s polimernom matricom povisuje čvrstoća i krutost. Keramičke matrice se dodatno ojačavaju radi poboljšanja lomne žilavosti. Danas se javlja i nova skupina kompozitnih materijala, a riječ je o ugljik/ugljik kompozitima načinjenim ulaganjem ugljičnih vlakana u piroliziranu ugljičnu matricu. Nadalje, značajni su i hibridni kompoziti koji sadrže ojačanje od barem dvije vrste različitih vlakana. [1, 7]

Najviše se koriste kompoziti s duromernom (polimernom) matricom, a još širu primjenu im ograničavaju poteškoće uz automatizaciju proizvodnje dijelova. Razvoj tehnologije oblikovanja prahova potiče šire korištenje kompozita s metalnom matricom. Primjena kompozita s keramičkom matricom najmanje je raširena. Na slici 3.2 uspoređeni su specifični moduli elastičnosti i specifične čvrstoće nekih metala i kompozita. [7]

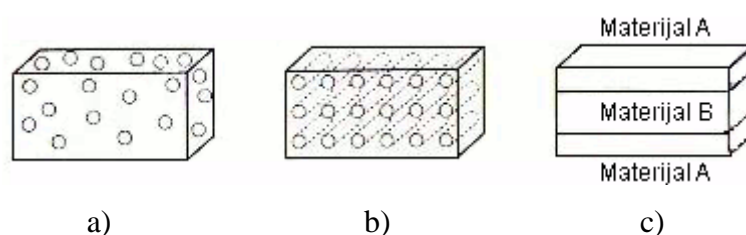


Slika 3.2. Usporedba specifičnog modula elastičnosti i specifične čvrstoće nekih metala i kompozita [10]

Prema obliku ojačala (slika 3.3) razlikuju se: [1]

- **kompoziti s česticama,**
- **vlaknima ojačani kompoziti,**
- **slojeviti kompoziti** (laminati)
- **sendvič konstrukcije** (kompozitni sendviči).

Slojeviti kompoziti i sendvič konstrukcije pripadaju skupini tzv. strukturnih kompozita. [1]



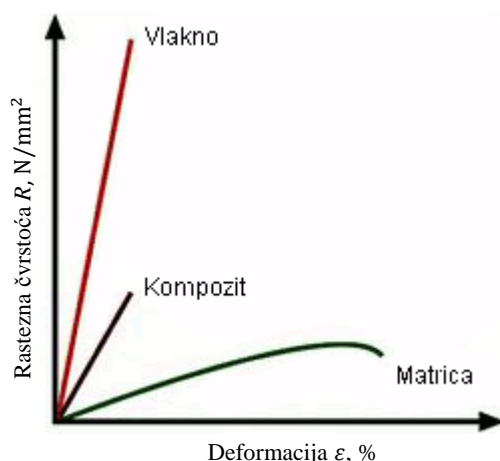
Slika 3.3. Osnovni tipovi kompozita prema obliku ojačala: a) kompozit s česticama, b) kompozit s vlaknima, c) slojeviti kompozit [2]

Kompozitni materijali mogu biti **IZOTROPNI** (ista svojstva u svim pravcima) ili **ANIZOTROPNI** (različita svojstva u različitim pravcima). [8]

3.1 Vlaknima ojačani polimerni kompoziti

Kod vlaknima ojačanih kompozita dolazi do izražaja poboljšanje čvrstoće, žilavosti, krutosti, te povećanja omjera čvrstoća/gustoća uslijed ugradnje čvrstih, krutih i krhkih vlakana u mekaniju, duktilniju matricu (slika 3.4). Efikasnost ojačanja najveća je kod ovakvog tipa kompozita. Materijal matrice prenosi opterećenje na vlakna te osigurava duktilnost i žilavost, budući da vlakna nose veći dio opterećenja. [2]

Vlaknima ojačani polimerni kompoziti mogu biti izotropni (mehanička svojstva jednaka u svim smjerovima), ortotropni (mehanička svojstva različita u različitim ortogonalnim smjerovima) ili anizotropni (mehanička svojstva variraju ovisno o smjeru). [2]



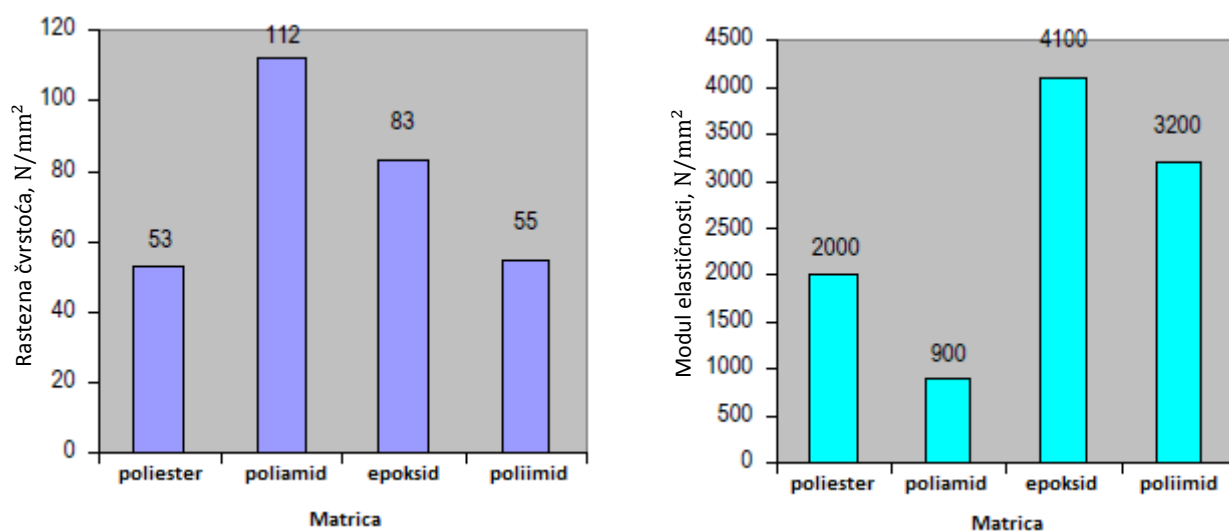
Slika 3.4. Svojstva materijala matrice i vlakna pojedinačno te kompozita u cjelini [11]

Kompoziti s vlaknima sadrže vlaknasta ojačala koja mogu biti u obliku **viskera, vlakana i žica** (tipični materijali: čelik, molibden, volfram). Viskeri su kratka, tanka vlakna (niti) keramičkih monokristala visoke čistoće, izrazito visoke čvrstoće, s velikom omjerom duljina/promjer, točnije promjera do $10\ \mu\text{m}$ i duljine do 0,1 m. Posljedica malih dimenzija je veliki udio pravilnosti kristalne građe, pa gotovo nema mogućnosti tečenja što vodi do izuzetno visoke čvrstoće; oni su najčvršći poznati materijali. Njihova čvrstoća teoretski može iznositi i do 1/10 modula elastičnosti. Usprkos svoje visoke čvrstoće, viskeri se ne primjenjuju u većoj mjeri kao sredstvo za ojačanje budući da su izuzetno skupi. Štoviše, teško je, te često nemoguće, viskere ugraditi u matricu. Viskeri mogu biti od grafita (ugljika), silicij-karbida, silicij-nitrida i aluminijskog oksida. Vlakna su ili polikristalna ili amorfna te imaju mali promjer; vlaknasti materijali mogu općenito biti polimerni ili keramički (npr. polimer aramid, staklo, ugljik, bor, aluminijski oksid i silicij-karbid). Fine žice relativno su velikog promjera; tipični materijali su čelik, molibden i volfram. Žice se primjenjuju pri radijalnom čeličnom ojačavanju automobilskih guma, pri namotavanju čahura/košuljica (e. *filament-wound rocket casings*), te kod žicama omotanih visokotlačnih tuljaka (e. *wire-wound high-pressure hoses*). [1, 2, 12]

Polimerni kompoziti sačinjeni su od polimerne smole kao matrice i ojačala uglavnom u obliku vlakana. Pojam “smola” u ovom se kontekstu koristi za obilježavanje polimera-tvari velike molekularne mase koji treba ojačati. Tipično sadrže relativno čvrsta, kruta vlakna u duktilnoj i žilavoj polimernoj smoli. Vrlo česti kompoziti staklenog i ugljičnog ojačanja sadrže kruta i čvrsta, ali krhka vlakna ugrađena u polimernu matricu, koja nije osobito ni kruta niti čvrsta. Ovi materijali rabe se u najvećoj mogućoj raznolikosti primjene kompozita, i to obzirom na količinu, obzirom na svojstva pri sobnoj temperaturi, lakoću proizvodnje, te cijenu. [1, 2]

3.1.1 Matrice

Uobičajeno je da su materijali matrice žilavi i duktilni kako bi prenosili opterećenje na vlakna, a s druge strane spriječili da pukotine između prekinutih vlakana napreduju kroz cijeli kompozit. No naravno, matrica mora biti i dovoljno čvrsta kako bi pridonijela ukupnoj čvrstoći kompozita. U krajnjoj liniji na prikladnost matrice utječe talište. Polimeri se mogu primjenjivati do maksimalne temperature od 80 °C za nezasićene poliesterske smole do 315 °C za poliimide. S obzirom na ponašanje pri povišenim temperaturama polimerne se matrice mogu podijeliti na **plastomerne** kod kojih dolazi do promjena pod utjecajem topline i **duromerne** koje se ne mijenjaju povišenjem temperature. Duromerne matrice upotrebljavaju se za zahtjevnije strukturne primjene, a najčešće se rabe epoksidne smole koje su postojanije prema vlazi i imaju bolja mehanička svojstva u odnosu na plastomere, slika 3.5. [1, 2]



Slika 3.5. Prikaz rastezne čvrstoće i modula elastičnosti različitih vrsta matrica [1]

U novije vrijeme razvijaju se i plastomerne matrice postojane pri visokim temperaturama kao što su npr. poliimidi čija temperaturna granica dugotrajne primjene iznosi 250 °C do 300 °C. Tu su i drugi visokotemperaturni plastomeri koji imaju potencijal za buduće primjene u zrakoplovstvu i koji mogu uspješno zamijeniti epoksidne smole koje su još uvijek najčešće matrice polimerno-kompozitnih elemenata zrakoplova. [1]

Uloga i zadatak matrice je da: [1, 7, 12]

- objedinjava vlakna i na njih prenosi opterećenje, te osigurava oblik, duktilnost, krutost i žilavost konstrukcije;
- mora biti dovoljno čvrsta kako bi pridonijela ukupnoj čvrstoći kompozita;
- izolira (odvaja) pojedinačna vlakna koja se ne mogu samostalno opterećivati, te se na taj način usporava širenje pukotine jer je spriječeno njihovo napredovanje između prekinutih vlakana kroz cijeli kompozit;
- osigurava dobru kvalitetu površine, te na taj način potiče proizvodnju dijelova u konačnom obliku ili blisko konačnom obliku;
- formira vanjski oblik kompozitne konstrukcije;
- osigurava zaštitu ojačavajućih vlakana od kemijskih utjecaja i mehaničkih oštećivanja;
- svojom duktilnošću polimerna matrica (plastomeri) povećava žilavost kompozita;
- svojim svojstvima i kompatibilnošću s vlaknima u velikoj mjeri utječe na vid oštećenja.

Pregled mehaničkih svojstava materijala matrice dan je u tablici 3.2.

Tablica 3.2. Mehanička svojstva materijala matrice [12]

<i>Tip matrice</i>	ρ [kg/m ³]	E [GPa]	G [GPa]	R_m [MPa]	ε [%]	α [10 ⁻⁶ /°C]	T_g [°C]
Poliester	1500	4,5	2	90	5	200	110
Vinil ester	1150	4	-	90	5	53	150
Epoksi	1400	6	2,2	130	8,5	70	250
Bismaleimid	1320	3,6	1,8	78	6,6	49	300
Poliimid	1890	4,9	-	120	3	90	320
Poliester imid	1270	3	-	105	60	62	217
Poliamid imid	1400	5	-	95-185	12-18	36	240-270
PPS	1340	3,3	-	70-75	3	54-110	85
PEEK	1320	-	-	92-100	150	-	143
Polisulfon (PS)	1240	2,5	-	70-75	50-100	56-100	190
Polipropilen (PP)	900	1-1,4	-	25-38	300	110	-20 - -5
Polikarbonat (PC)	1200	2,4	-	45-70	50-100	70	133
Aluminij	2700	70	-	200	-	-	-
Ti – 6Al – 4V	4500	110	-	1000	-	-	-
borosilikatno staklo	2300	60	-	100	-	3,5	-
MgO	3600	210-300	-	97-130	-	13,8	-
Al ₂ O ₃	4000	360-400	-	250-300	-	8,5	-
SiC	3200	400-440	-	310	-	4,8	-

Svojstva matrice (tablica 3.2) izrazito su važna za određivanje uzdužne tlačne čvrstoće, poprečne rastezne čvrstoće kao i međuslojne posmične čvrstoće i obično se kaže da su ova svojstva uvjetovana matricom. U zrakoplovnim konstrukcijama, matrica mora biti postojana i na pogonsko gorivo, hidrauličke fluide kao i različite kemikalije koje se upotrebljavaju pri održavanju (npr. sredstva za skidanje boje). Za kompozite se traži da dobro podnose temperature do 150 °C, iznimno i do 200 °C. Svojstva matrice najčešće određuju i svojstva kompozita, kao i ograničenja u primjeni. U slučaju izloženosti kompozita kemijskim ili utjecajima okoline, matrica je ona koja je prva izložena sniženju mehaničkih svojstava, te njena svojstva značajno određuju ponašanje kompozita. Vrlo je bitno fizikalno svojstvo temperatura prelaska u kruto stanje, T_g (temperatura staklišta, staklište, GTT - e. *glass transition temperature*), koja definira točku prelaska iz viskoznog u kruto stanje matrice. Ova temperatura bitno definira konačna svojstva matrice. Naime, pri upotrebi iznad T_g , svojstva matrice znatno se snižavaju. Vлага u kompozitu (ponajviše matrici) znatno snižava T_g . Tehnologija izrade kompozita znatno utječe na njegova svojstva, jer mora osigurati dobru vezu vlakna i matrice kao i minimalan udjel šupljina ili pukotina u kompozitu. [12]

Kad je riječ o polimerima koji se koriste kao matrice kompozita dijelimo ih na: duromere i plastomere. Duromeri pri zagrijavanju stvaraju ireverzibilne kemijske veze među polimernim lancima koji su međusobno snažno umreženi. Pri ponovnom zagrijavanju, oni ne mijenjaju stanje, već ostaju kruti sve dok se pod djelovanjem visoke temperature potpuno ne razgrade. Ovo ukazuje i na velik problem pri njihovoj primjeni, koji je danas sve važniji: nije ih moguće reciklirati omekšavanjem matrice već samo mehanički usitniti čime se dobiva sitni granulat koji u sebi sadrži i vlakna i matricu. Za razliku od njih, plastomeri imaju svojstvo da se pri hlađenju stvrdnjavaju, ali se pri ponovnom zagrijavanju omekšavaju te ih je moguće ponovno oblikovati. Ovo omogućuje popravljivanje dijelova koji su izrađeni od ovih kompozita, kao i njihovo djelomično recikliranje. Nadalje, kod plastomera je moguća određena kristalnost, dok su duromeri isključivo amorfni. Kristalnost je uzrokovana usmjerenošću lanaca. Oni dijelovi polimera (ili oni polimeri) koji su kristalasti imaju višu gustoću, ali i bolja mehanička svojstva i postojanost na otapala (što je uzrokovano smanjenom molekularnom aktivnošću, odnosno većom uređenošću molekula). [12]

3.1.1.1 Materijali matrica [12]

3.1.1.1.1 Duromeri

Duromeri su polimeri koji se najčešće upotrebljavaju u proizvodnji kompozita zbog relativno niže cijene, niskih proizvodnih temperatura, niske viskoznosti pri proizvodnji te dobrog vlaženja vlakna. Od njih, za kompozite visokih mehaničkih svojstava, u zrakoplovnim konstrukcijama najčešće se upotrebljavaju epoksidne smole zbog lakog korištenja, niske cijene, zbog svojih izvrsnih mehaničkih svojstava, dobre kemijske postojanosti, te zadržavanja dobrih mehaničkih svojstava i dimenzija pri povišenoj temperaturi i vlazi. Nadalje, dobro reagiraju (ostvaruju dobru adheziju) s većinom vrsta vlakana. Budući da pri proizvodnji prolaze kroz period vrlo niske viskoznosti, to im omogućava preradu raznim metodama. Epoksidi su najčešće dvokompozitni, pri čemu se u postupku proizvodnje dodaje očvršćivalo koji postaje sastavni dio strukture matrice. Nakon miješanja epoksida i očvršćivala, pod djelovanjem topline dolazi do umreživanja što se događa nekoliko sati. Konačna svojstva epoksidne matrice pokazuju izrazitu krhkost, što dovodi do znatne osjetljivosti obzirom na pojavu pukotina. Da bi se poboljšala ova svojstva, kao i postojanost vlazi i toplinska stabilnost, danas se epoksidima dodaju elastomeri kao i drugi tipovi polimera. Druga vrsta duromera koja se sve više upotrebljava zbog postojanosti pri povišenim temperaturama jesu adicijski poliimidi. Među njima su najpoznatiji bizmaleimidi (BMI) koji posjeduju dobre proizvodne karakteristike no glavni nedostatak im je povišena krhkost koja se može sniziti dodavanjem odgovarajućih spojeva (npr. polisulfon, poli(eter-imid) i dr.). Druge vrste ovih spojeva jesu PMR-15 poliimidi sa T_g od gotovo 300 °C. Cianati su također duromeri koji su pogodni za primjenu pri visokim temperaturama koji imaju T_g oko 290 °C. Odlikuju ih dobra svojstva pri primjeni u vrućim i vlažnim uvjetima (nešto slabija od epoksidne smole) te visoka tvrdoća. Vrlo su često korišteni i nezasićeni poliesteri, najčešće u kombinaciji sa staklenim vlaknima. Predstavnik ovih polimera su vinil esteri koji su vrlo popularni zbog svoje cijene, postojanosti na vlagu te brzine i jednostavnosti u izradi kompozita.

Epoksidne smole spadaju u skupinu amorfnih polimera koje karakterizira pojava gumaste faze na višim te staklaste faze na nižim temperaturama. Epoksidi koji polimeriziraju pri sobnoj temperaturi pogodni su za upotrebu pri temperaturama do 50 °C dok se ovisno o tipu očvršćivala ostale vrste epoksida obrađuju pri temperaturama između 120 °C i 180 °C. Kemijske reakcije koje se pri polimerizaciji događaju jesu egzotermne te upotreba velike količine katalizatora ili

previsoka temperature polimerizacije može dovesti do toplinske degradacije matrice, a time i samog kompozita. Ovo je razlog zbog kojeg se posebna pažnja mora posvetiti izradi kalupa, posebice ako se radi o debljim ili većim dijelovima. Da bi im se promijenila mehanička svojstva, epoksidima se mogu dodavati različite tvari u svrhu sniženja viskoznosti prilikom obrade, povećanja lomnog produljenja uz sniženje modula elastičnosti, poboljšanje otpornosti širenju pukotina, promjena gustoće i dr. Njihov je osnovni nedostatak inherentna krhkost popraćena visokom čvrstoćom što se često poboljšava dodavanjem plastomera. Glavne prednosti epoksida jesu mogućnost modificiranja svojstava prema postavljenim zahtjevima, mogućost kontrole žilavosti te jednostavna i sigurna proizvodljivost zbog male količine štetnih tvari koje se pri tome oslobađaju, nisko skupljanje, dobra kemijska postojanost te dobra dimenzijska i toplinska stabilnost. Glavni nedostaci jesu viša cijena proizvodnje u odnosu na npr. poliestere (posebice specijalne vrste epoksida koje se koriste u zrakoplovstvu), osjetljivost na vlagu, sporo polimeriziranje, niska postojanost nekim organskim spojevima (npr. organskim kiselinama i fenolima) te relativno niska najviša temperatura primjene.

Poliesterske smole također pripadaju duromerima, a proizvode se egzotermnim kemijskim reakcijama pri kojim se nezasićeni poliesteri miješaju s relativno malom količinom inicijalizatora (katalizatora). Kao kod epoksida, i ovdje materijal pri polimerizaciji prolazi iz kapljevite, preko gumaste do krute faze. Glavne prednosti ovih materijala jesu niska početna viskoznost, niska cijena početnih sirovina, jednostavna proizvodnja te izvrsna postojanost atmosferskim utjecajima. S druge strane, polimerizacija je vrlo egzotermna s visokim stezanjem čime se u postupku proizvodnje unose značajna zaostala naprezanja, krhkost te slaba kemijska postojanost nekim spojevima (alkalima).

Vinil esteri su po svojstvima između epoksida i poliestera. Polimerizacija se događa pri relativno niskim temperaturama (kao kod poliestera), a konačna svojstva daju dobru kemijsku postojanost kao kod epoksida uz jednostavnu proizvodnju te bolja mehanička svojstva i bolje veze između vlakna i matrice u odnosu na poliestere. Ovi materijali imaju znatno više troškove proizvodnje nego poliesteri te znatno veće stezanje u odnosu na epokside.

Fenolne smole nastaju polimerizacijom fenola uz pomoć npr. formaldehida pod posebnim uvjetima. Ovi polimeri iskazuju dobru postojanost visokim temperaturama kao i postojanost gorenju, koja je posljedica ablativnih svojstava ovih smola (pri gorenju izgaraju slojevi materijala određenom brzinom stvarajući sloj ugljika) što im i jest najveća prednost pri upotrebi.

Nedostaci jesu visoki tlakovi pri proizvodnji potrebni za polimerizaciju kao i velik postotak šupljina što znatno snižava mehanička svojstva.

Bizmaleimidi (BMI) su visoko umreženi polimeri, po proizvodnji vrlo slični epoksidima, iako mogu imati nižu viskoznost i bolje vlaženje vlakana. T_g im je između 180 °C i 320 °C dok je maksimalna temperatura pri kojoj se mogu upotrijebiti do 150 °C. Ovi su materijali izvorno krhki što se poboljšava pomoću aditiva. U odnosu na epoksidi, prednost im je znatno bolja toplinska stabilnost što je važno u zrakoplovnoj primjeni kod borbenih zrakoplova visokih performansi koji lete velikim brzinama i na velikoj visini. Bizmaleimidi koji se koriste kod ovih konstrukcija imaju T_g oko 180 °C, mada se ne preporuča njihovo korištenje pri temperaturama iznad 125 °C, posebice u uvjetima povećane vlage. Osnovni su nedostatak znatno viši troškovi proizvodnje u odnosu na epoksidi. Danas BMI kompoziti u zrakoplovnim konstrukcijama sve češće zamjenjuju kompozite s ugljičnom matricom.

Poliimidne smole imaju prednost vrlo visoke temperature primjene koju nema niti jedna druga vrsta polimera, budući da im je T_g između 200 °C i 400 °C. Nadalje, ovisno o postupku proizvodnje, mogu biti i duromeri (adicijski poliimidi), kao i plastomeri (kondenzacijski poliimidi). Postupci proizvodnje su često vrlo kompleksni jer uključuju visoke temperature i tlakove te zahtijevaju strogo praćenje parametara postupaka kako ne bi došlo do stvaranja eksplozivnih tvari. Tehnologija proizvodnje uključuje korištenje preprega ili RTM (injekcijsko-posredno prešanje kapljevite smole s uloženim trodimenzionalnim predoblikom - e. *Resin Transfer Molding*). U zrakoplovnim konstrukcijama koriste se za kućišta mlaznih motora ili za konstruktivne elemente lovačkih aviona visokih performansi. Najkvalitetniji od ovih polimera imaju T_g višu od 270 °C, temperaturu proizvodnje od preko 370 °C, dugotrajnu toplinsku stabilnost i izvrsna mehanička svojstva. Osnovna prednost im je stabilnost i odlična mehanička svojstva pri visokim temperaturama, visoka kvaliteta proizvedenih komponenti te postojanost na većinu kemikalija, dok je nedostatak cijena i složenost proizvodnje.

Cianatne smole polimeriziraju pomoću katalizatora relativno brzo pri temperaturama između 170 °C i 250 °C i s vrlo malim stezanjem. Nakon polimerizacije, karakteristike su dobra čvrstoća i tvrdoća pri povišenim temperaturama, vrlo malo upijanje vlage, iako dugotrajna izloženost vlazi uzrokuje sniženje svojstava, što im predstavlja problem za upotrebu u zrakoplovnim konstrukcijama. Ovi materijali se mogu miješati s epoksidima ili drugim duromerima kako bi se dobila poboljšana svojstva.

3.1.1.1.2 Plastomeri

Plastomeri su najšire klasificirani kao amorfni i kristalasti, mada svi ispoljavaju kristalnost u većoj ili manjoj mjeri. Nadalje, kristalasti elastomeri pokazuju znatno bolju postojanost utjecajima goriva, hidrauličkih fluida i dr. u odnosu na amorfne. Amorfni plastomeri pokazuju veliku isprepletenost polimernih lanaca, a pri zagrijavanju te se veze kidaju i polimer se ponaša kao viskozni fluid. Amorfni plastomeri su i u određenoj mjeri osjetljivi na otapala, te su znatno osjetljiviji na puzanje i zamor nego kristalasti. Plastomeri su znatno manje skloni upijanju vlage, manje su osjetljivi na udarna oštećenja. Mogu se u ograničenoj mjeri popravljati ponovnim zagrijavanjem i zavarivati. No, temperature i tlakovi na kojima polimeriziraju su znatno viši u odnosu na duromere.

Kristalasti plastomeri svojstvo kristalnosti posjeduju zbog veće ili manje usmjerenosti polimernih lanaca, mada kompletnu kristalnost nije moguće postići. Pri zagrijavanju, kristalaste se faze miješaju i matrica postaje amorfni, viskozni fluid. Ovi su polimeri u stvari semikristalasti budući da sadrže i kristalnu i amorfnu fazu. Proizvodni uvjeti bitno utječu na stupanj kristalnosti - što je viša brzina hlađenja kristalnost je manja. Poliketoni su grupa kristalastih plastomera koji imaju izvrsnu toplinsku postojanost. Među njima se ističu poli(eter-keton) (PEK), poli(eter-keton-keton) (PEKK) te najčešće korišteni poli(eter-eter-keton) (PEEK). PEEK ima stupanj kristalnosti do 40 %, dobra mehanička svojstva te postojanost prema otapalima i kiselinama s izuzetkom koncentrirane sumporne kiseline. Osnovni je nedostatak vrlo visoka cijena proizvodnje. Plastomeri mogu biti proizvedeni znatno brže jer povišenu temperaturu nije potrebno održavati dulje vrijeme. Neki od njih imaju znatno višu T_g te temperaturu primjene od epoksida ili bismaleimida. Nadalje, kod plastomera je uočljivo tečenje i znatna deformacija pri lomu, te time i znatno viša žilavost. No, oni ispoljavaju i puzanje pri povišenim temperaturama i konstantnim opterećenjem.

Poli(fenilen-sulfid) (PPS) je visoko kristalasti polimer (stupanj kristalnosti do 60 %) s odličnom toplinskom stabilnošću te kemijskom i vatro postojanošću što ga čini atraktivnim materijalom (i dopuštenim, prema FAA) za zrakoplovne interijere. Materijal zadržava dobra svojstva i pri temperaturama do 200 °C kada počinje postupno snižavanje mehaničkih svojstava.

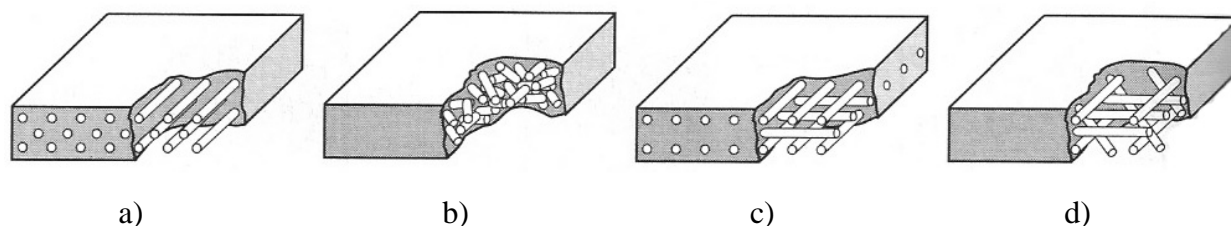
Polimeri temeljeni na derivatima sulfona - polisulfon (PSU), poli(eter-sulfon) (PESU) te poli(aril-sulfon) (PAS) su amorfni, generalno dosta kemijski postojani, no ne svim otapalima, i

imaju iznimno dobra svojstva pri visokim temperaturama te vatro otpornost. Zadržavaju dobra mehanička svojstva i u uvjetima povišene temperature i vlage. Samogasivi su pri čemu se stvara vrlo mala količina dima.

Poli(eter-imid) (PEI) je amorfni elastomer visokih mehaničkih svojstava. Dimenzijski je stabilan (zbog amorfne strukture), ima izraženo malo stezanje te visoko izraženu izotropiju u usporedbi s većinom kristalastih polimera. Visoka T_g omogućava upotrebu pri temperaturama do 200 °C. Kemijski je vrlo postojan na velik broj kemikalija te na atmosferske utjecaje. Primjenu mu ograničava vrlo visoka viskoznost u rastopljenom stanju.

3.1.2 Vlakna

Vlakna kao sastavna komponenta polimernih kompozita imaju funkciju povisiti čvrstoću i krutost materijala matrice u svrhu zadovoljenja određenih konstrukcijskih zahtjeva. U principu, vlakna kao nositelj opterećenja trebaju biti što čvršća i kruća te istovremeno i male mase. Stoga se za vlakna preferiraju materijali visoke specifične čvrstoće i visoke specifične krutosti (specifični modul elastičnosti). Vlakna se mogu rasporediti na različite načine kako je prikazano slikom 3.6. [1]



Slika 3.6. Različiti načini rasporeda vlaknastih ojačala: a) kontinuirana jednosmjerna vlakna, b) slučajno usmjerena diskontinuirana vlakna, c) ortogonalno raspoređena vlakna, d) višesmjerno usmjerena vlakna [2]

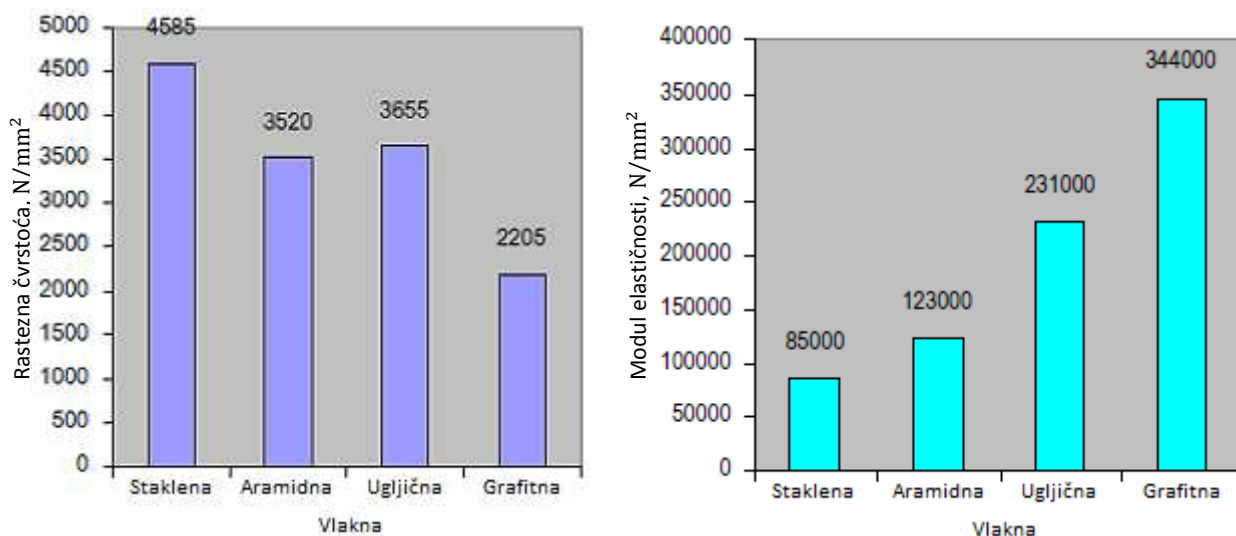
Vlakna trebaju biti čvrsta, kruta, male mase, a također trebaju imati visoko talište. Ovisno o njihovom rasporedu variraju svojstva kompozita. U slučaju kontinuiranih usmjerenih vlakna svojstva kompozita mogu biti vrlo anizotropna tako da je u smjeru vlakna čvrstoća visoka, a okomito na njih značajno niža (jednosmjerna vlakna imaju optimalnu krutost i čvrstoću kada je opterećenje paralelno s vlaknima). Kod kompozita ojačanih kratkim vlaknima vlakna mogu biti ili usmjerena ili slučajno raspoređena. Značajne vrijednosti čvrstoće i krutosti moguće je postići

u uzdužnom smjeru kod spomenutih kompozita. Unatoč nekim ograničenjima na efikasnost ojačavanja, kod kompozita ojačanih slučajnim usmjerenim kratkim vlaknima svojstva su izotropna. [1, 2]

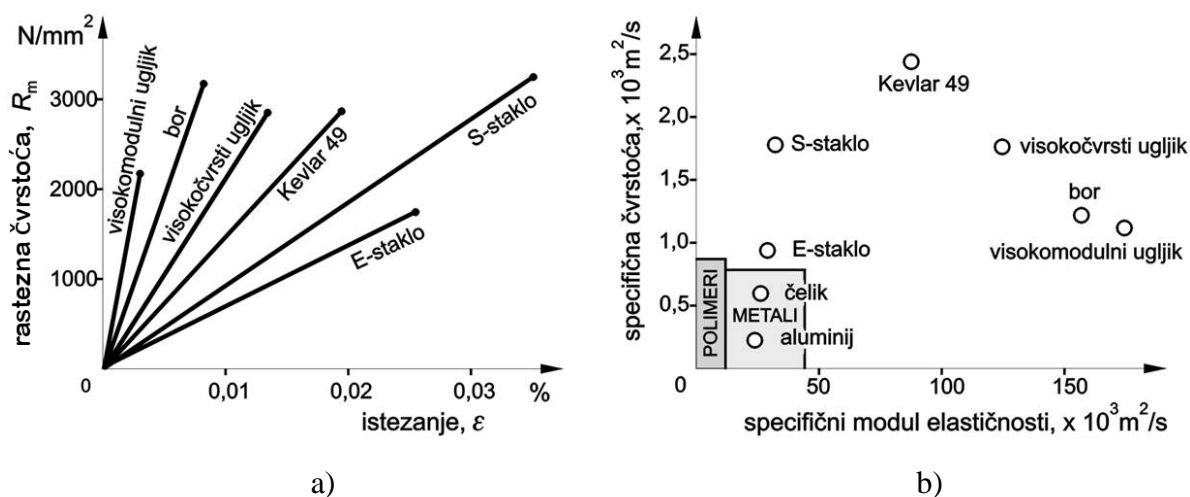
Osnovni su zadaci vlakana: [7]

- prihvata opterećenja – kod konstrukcijskih kompozita vlakna nose od 70 % do 90 % opterećenja;
- osiguranje čvrstoće, krutosti, toplinske stabilnosti;
- osiguranje električne vodljivosti ili izolacije, ovisno o namjeni kompozita.

Na slikama 3.7 i 3.8 dane su usporedbe mehaničkih svojstava raznih vrsta vlakana.



Slika 3.7. Prikaz rastezne čvrstoće i modula elastičnosti raznih vlakana [1]



Slika 3.8. Svojstva vlakana: a) krivulja “naprezanje–istezanje”, b) usporedba specifične čvrstoće i specifičnog modula elastičnosti nekih metala i vlakana [2]

Pregled mehaničkih svojstava materijala vlakana dan je u tablici 3.3.

Tablica 3.3. Mehanička svojstva materijala vlakana [12]

<i>Tip vlakna</i>	<i>d</i> [μm]	<i>ρ</i> [kg/m ³]	<i>E</i> [GPa]	<i>R_m</i> [GPa]	<i>ε</i> [%]	<i>α₁</i> [10 ⁻⁶ /°C]	<i>α₂</i> [10 ⁻⁶ /°C]
PAN – IM	9	1800	276	2,93	1,0	-0,5	12
PAN – HM	10	1900	400	2,9	0,5	-1,2	12
PAN – UHM	10	1860	517	1,72	0,4	-1,0	-
Pitch	11	2020	345	1,72	0,9	-1,6	7,8
Rayon	6,5	1660	41-393	0,62-2,2	2,5	-	-
E – staklo	14	2540	72,4	3,45	3,2	5,0	5,0
C – staklo	-	2490	69	3,16	4,8	7,2	7,2
S – staklo	10	2490	85,5	4,59	5,7	5,6	5,6
Kevlar-29	12	1440	62	2,76	4	-2	59
Kevlar-49	12	1479	131	3,79	2,8	-2	59
Polietilen	38	970	117	2,58	5	-	-
Čelik s 0,9 % C	100	7800	210	4,25	-	11,8	-
Berilij	-	1850	300	1,26	-	11,6	-
Volfram	25	19300	360	3,85	-	4,5	-
SiC	100-200	3300	430	3,5	-	5,7	-
Al ₂ O ₃	20	3950	379	1,4	-	7,5	-
Bor	100-200	2600	385	3,8	-	8,3	-

Visoka mehanička svojstva vlakana rezultat su snažnih međuatomskih sila koje vladaju u materijalima niskog atomskog broja i niske gustoće (npr. C, B, Al, Si). Vlakna mogu biti napravljena ili samo od tih elemenata, zatim od njihovih međusobnih spojeva, ili spojeva s kisikom i dušikom. Kod ovih materijala nije izraženo plastično tečenje, kao npr. kod metala, već se lom događa uslijed integralnog efekta djelovanja mikroskopskih pukotina, čiji se broj smanjuje što su manje dimenzije vlakna. Materijal u vlaknastoj formi, stoga, ima vrlo mali volumen po metru duljine, te je vjerojatnost pojave pukotine obrnuto proporcionalna volumenu materijala (prema Weibullovoj raspodjeli). S druge strane, kod ovakvog je materijala znatno više izraženo odstupanje svojstava od referentnih vrijednosti. Ova neujednačenost mehaničkih svojstava predstavlja velik problem pri proračunu i izradi kompozitnih konstrukcija. Broj mikroskopskih pukotina može biti znatno smanjen postupkom izrade vlakna (gdje je od posebne važnosti čistoća sirovine od koje je vlakno napravljeno) ili zaštitnom presvlakom oko vlakna. Npr. brzina taloženja molekula i brzina hlađenja imaju znatan utjecaj na strukturu vlakna, pri čemu vrlo visoke brzine hlađenja daju vrlo finu molekularnu strukturu koja se ne može postići kod materijala u nevlaknastoj formi. Nadalje, postupci koji u sebi uključuju izvlačenje ili

vučenje, zbog rasteznih naprezanja u vlaknu imaju pozitivan utjecaj na usmjerenost kristala ili atomske strukture u pravcu vlakana. [12]

3.1.2.1 Materijali vlakana

Danas su u uporabi vrlo raznoliki materijali za izradu vlakana. Kada je riječ o polimernim kompozitima oni se najčešće ojačavaju **staklenim, ugljičnim ili aramidnim vlaknima**, te najčešće čine 60 % do 70 % volumnog udjela kompozita. [1, 12]

Osim staklenih, ugljičnih i aramidnih vlakana, koja su najčešća ojačala polimernih kompozita, mogu se koristiti i druge vrste kao što su vlakna bora, vlakna na osnovi silicijeva karbida (SiC) ili ona na bazi aluminijskog oksida (Al_2O_3). Kompozit s vlaknima bora koristi se npr. u izradi specifičnih komponenata vojnih zrakoplova, ali i za izradu elisa helikoptera, dok se vlakna na osnovi silicijeva karbida (SiC) i aluminijskog oksida (Al_2O_3) primjenjuju u izradi kućišta raketa. [1]

3.1.2.1.1 Staklena vlakna

Staklo je vrlo popularan materijal za ojačavanje iz nekoliko razloga: [1]

- lako se izvlači iz rastaljenog stanja u obliku visokočvrstih vlakana;
- ekonomična je proizvodnja kompozita ojačanog staklom;
- ugrađivanjem čvrstih staklenih vlakana u polimernu matricu dobiva se kompozit vrlo visoke specifične čvrstoće;
- mogućnost kombiniranja staklenih vlakana s različitim polimernim matricama čime se postiže kemijska inertnost i omogućuje primjena u korozivnoj okolini.

Staklena vlakna su bijele ili prozirne boje, visoke su čvrstoće, ali nisu osobito kruta te ne mogu pružiti krutost koja je potrebna za neke primjene (npr. dijelovi konstrukcija zrakoplova i mostova). Nadalje, područje uporabe staklom ojačanih polimernih kompozita ograničeno je temperaturom od najviše 200 °C. Pri višim temperaturama većina polimera počinje teći ili dolazi do znatne degradacije svojstava. Za zrakoplovne primjene rabe se visokočista staklena vlakna koja u kombinaciji s visokotemperaturnom polimernom matricom, kao što su polimimide, mogu podnijeti temperature do 300 °C. [1]

Površinske karakteristike staklenih vlakana izuzetno su važne budući da malo površinsko tečenje može štetno djelovati na svojstva pri rasteznom opterećenju. Do površinskog tečenja lako dolazi uslijed trenja ili abrazije površine nekim drugim tvrdim materijalom. Također, na površini stakla koja je izložena uobičajenoj atmosferi, pa makar samo u kratkom vremenskom periodu, stvara se slabi površinski sloj koji interferira s vezama između vlakna i matrice. Uobičajeno je da su novim načinom izvlačenja vlakna prilikom izvlačenja prevučena tankim slojem tvari koja štiti površinu vlakna od oštećivanja te neželjenih interakcija s okolinom (tzv. apertura). Ovaj sloj obično se skida prije proizvodnje kompozita te se zamjenjuje vezivom ili finišom što osigurava bolje povezivanje vlakna i matrice. [2]

Staklena se vlakna proizvode najčešće od silike (silicijevog dioksida SiO_2) različitim postupcima i u pravilu imaju slabija mehanička svojstva od ugljičnih vlakana. No vrlo su raširena u primjeni kod mehanički manje zahtjevnih konstrukcija zbog njihove niže cijene. Mogu se znatno razlikovati po svojstvima te se stoga označavaju kao A-staklo (ovakva su bila prva proizvedena vlakna, danas se vrlo rijetko koriste), C-staklo (upotrebljava se zbog poboljšane postojanosti na kiseline i lužine), E-staklo (najčešće korišteno, poboljšana postojanost na vlagu i blaže kemikalije), S-staklo (više čvrstoće i modula elastičnosti, upotrebljava se kod mehanički opterećenijih konstrukcija gdje su potrebni visoka specifična krutost i čvrstoća). [12]

Poznati su mnogi primjeri primjene staklenim vlaknima ojačanih polimernih kompozita: kućišta (kabine) vozila i trupovi plovila, cijevi, spremnici, te industrijski podovi. Industrija transporta primjenjuje sve veće količine staklenim vlaknima ojačanih polimernih materijala u težnji da smanji težinu vozila i poveća djelotvornost transporta tekućine (kapljevine). U industriji vozila susreće se ili razvija mnoštvo novih primjena. [2]

3.1.2.1.2 Aramidna vlakna

Osim staklenih vlakana kao ojačala se mogu upotrijebiti i aramidna (polimerna) vlakna koja su visokočvrsta i visokokruta, vrlo dobrog omjera čvrstoće i gustoće (posebno poželjna zbog tog svojstva koje je iznad onog kod metala). Aramidna vlakna su jedina od nabrojenih koja su u potpunosti sintetski stvorena. Prva aramidna vlakna proizvedena su 1965. godine u laboratorijima kompanije *Du Pont* pod komercijalnim nazivom “**Kevlar**“. Vlakna su poznata su i pod trgovačkim nazivom “**Nomex**“. Postoji više raznih tipova aramidnih vlakana (Kevlar 29, 49, 149) koja se razlikuju po mehaničkim svojstvima. [1, 12]

Aramidna vlakna čije ime dolazi od aromatični poliamidi pripadaju skupini plastomera, ali za razliku od plastomera koji se mekšaju i tale pri povišenim temperaturama ova su vlakna stabilna u području povišenih temperatura. Aramidna vlakna zadržavaju mehaničku otpornost pri temperaturama od $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $200\text{ }^{\circ}\text{C}$. U posljednje vrijeme se upotrebljavaju i aramidna vlakna od poliimida zbog mogućnosti korištenja i na povišenim temperaturama (i preko $300\text{ }^{\circ}\text{C}$). Vlakna su karakteristične žute boje, higroskopna, relativno slabe adhezijske veze s matricom, skuplja od staklenih vlakana, nemagnetična, osjetljiva na ultraljubičasto zračenje te na djelovanje kiselina i lužina, ali su relativno inertna prema drugim otapalima i kemikalijama (dobra kemijska postojanost). Osim toga poznata su po svojoj krutosti i žilavosti, otpornosti na udar, otpornosti na puzanje kao i na pojavu umora. Ta vlakna imaju nizak modul smicanja u uzdužnom smjeru, slaba svojstva u poprečnom smjeru kao i nisku uzdužnu tlačnu čvrstoću, zbog slabih vodikovih veza među ravninama. S druge strane odlikuju ih dobra uzdužna rastezna čvrstoća, te niska gustoća. Njihova svojstva su izravna posljedica njihove mikrostrukture. Aramidna vlakna se sastoje od polimernih lanaca koji se posebnim postupcima izdužuju u pravcu pružanja vlakna. Budući da polimerne molekule stvaraju ravninske površine visoke krutosti, koje su međusobno povezane slabim vodikovim vezama, čitav je izgled vlakna vrlo sličan onom radijalnog rasporeda kod ugljičnog vlakna. [1, 12]

Aramidna vlakna upotrebljavaju se za ojačavanje fenolne matrice u izradi strukturnih elemenata zrakoplova bombardera kao što su primjerice vrata otvora za bombe koja moraju biti čvrsta, otporna na udar i ne manje važno otporna zapaljenju. Ostali tipični primjeri upotrebe ovih aramidnih kompozita su neprobojni prsluci, sportski artikli, gume, užad, projektili, tlačne posude te zamjena azbesta kod automobilskih kočnica i spojki, kao i brtve. [1]

3.1.2.1.3 Ugljična vlakna

Treću skupinu vlaknastih ojačala čine ugljična (karbonska) vlakna koja se danas zasigurno najčešće rabe za ojačanje suvremenih polimernih kompozita (posebice kod mehanički najopterećenijih zrakoplovnih konstrukcija). Razlozi za to su sljedeći: [1, 2, 12]

- ugljična vlakna imaju najvišu specifičnu krutost i najvišu specifičnu čvrstoću od svih vlaknastih ojačala;

- visoki rastezni modul elastičnosti i visoku čvrstoću zadržavaju i pri povišenim temperaturama, osim što može biti problema uslijed oksidacije pri visokim temperaturama;
- kod sobne temperature vlakna su postojana na vlagu i niz otapala, kiselina i lužina, koje ne uništavaju ugljična vlakna; ova vlakna karakterizira niz posebnih fizikalnih odnosno mehaničkih svojstava koja omogućuju da kompoziti s tim vlaknima postižu specifična inženjerska svojstva;
- razvijeni su relativno jeftini postupci proizvodnje vlakana i kompozita.

Treba naglasiti da je pogrešno nazivati ugljična vlakna grafitnim - grafit je jedan od oblika ugljika, kod kojeg su snažnim kovalentnim vezama povezane heksagonalne bazalne ravnine, dok je trodimenzionalna struktura postignuta njihovim međusobnim povezivanjem slabim Van der Waalsovima silama. Upravo ove sile omogućuju lako klizanje bazalnih ravnina jedne prema drugoj, što je i razlog zašto grafit ima svojstvo podmazivanja odnosno smanjivanja trenja. Za razliku od grafita, ugljična vlakna imaju samo dvodimenzionalnu strukturu. Prva ugljična vlakna bila su napravljena iz rayona, no postupak je ubrzo izbačen zbog malog postotka ugljika koji se na taj način dobivao, kao i slabih mehaničkih svojstava. [12]

Ugljična vlakna po svojoj strukturi nisu u cijelosti kristalna, već se sastoje od grafitnih i nekristalnih područja koja ne sadrže trodimenzionalni raspored atoma ugljika u obliku heksagonske kristalne rešetke karakteristične za grafit. [1]

Većina ugljičnih vlakana koja se koriste u avionskim i drugim konstrukcijama su napravljena iz poliakrilonitril (PAN) vlakana ili iz različitih smola (e. *pitch*) postupkom karbonizacije, pri čemu se postupci proizvodnje mogu značajno razlikovati. PAN postupkom se proizvode vlakna s postotkom ugljika (C) do 50 % dok se vlakna iz smole odlikuju postotkom ugljika (C) do 80 %. [12]

Prema osnovnim mehaničkim karakteristikama, ugljična se vlakna klasificiraju kao HM (visokog modula elastičnosti), HS (visoke čvrstoće) i IM (umjerenog modula elastičnosti) - ponekad se koristi i oznaka UHM (vrlo visoki modul elastičnosti). Vlakna dobivena iz smole generalno imaju viši modul elastičnosti, ali i nižu tlačnu i rasteznu čvrstoću u odnosu na PAN vlakna. Ova su vlakna i znatno više porozna, što dodatno utječe na njihovu čvrstoću. Vlakna od smole mogu imati i dobru električnu vodljivost, prosječnog su promjera od 10 μm do 11 μm , za razliku od

PAN vlakana promjera od 5 μm do 10 μm . U poprečnom presjeku, ugljična vlakna mogu imati radijalni oblik (bazalne ravnine su radijalno usmjerene), oblik koncentričnih slojeva (bazalne ravnine koncentrične), transversalno izotropni ili jezgru i vanjsku ljusku (najčešći oblik, karakterističan za PAN vlakna). [12]

Kompoziti ugljičnog ojačanja upotrebljavaju se primjerice za izradu namotavanih kućišta raketnih motora kao i brojnih drugih konstrukcijskih elemenata vojnih i komercijalnih letjelica (npr. dijelovi krila, trupa, stabilizatora i komponenti za upravljanje), za sportsku i rekreacijsku opremu (ribolovni i golf štapovi) te spremnike pod tlakom. [1]

Prema krutosti ova se vlakna mogu podijeliti u četiri skupine: [1]

- standardnog modula elastičnosti (220 GPa; 50 \$/kg);
- srednjeg ili prijelaznog modula elastičnosti (240 GPa; 80 \$/kg);
- visokog modula elastičnosti (300 GPa; 150 \$/kg);
- ultravisokog modula elastičnosti (450 GPa; 1000 \$/kg).

Ugljična vlakana ultravisokog modula elastičnosti posjeduju najvišu krutost od svih vlaknastih ojačala, a ona srednjeg modula elastičnosti najviše su čvrstoće među svim poznatim vlaknima, tablica 3.4. [1]

Tablica 3.4. Karakteristična svojstva vlakana [1]

<i>Vlakno</i>	<i>Gustoća, g/cm³</i>	<i>Modul elastičnosti, N/mm²</i>	<i>Rastezna čvrstoća, N/mm²</i>
Staklena vlakna			
E-vlakno	2,54	76 000 - 79 000	3100 - 3800
S-vlakno	2,48	88 000 - 91 000	4400
Kvarc	2,15	69 000	3400
Aramidna vlakna			
LM*	1,39	70 000	3000
IM**	1,45	121 000	3100
HM***	1,47	179 000	3500
Ugljična vlakna			
SM ¹	1,74	228 000	3600
HT ²	1,82	294 000	7100
UHM ³	2,18	966 000	3100

* niski modul elastičnosti, ** srednji modul elastičnosti, *** visoki modul elastičnosti,

¹ standardni modul elastičnosti, ² srednji modul elastičnosti, ³ ultravisoki modul elastičnosti

Za ojačavanje se koriste ugljična vlakna promjera između 4 μm i 10 μm koja mogu biti kontinuirana ili rezana. Vlakna se uobičajeno prevlače zaštitnim epoksidnim slojem koji poboljšava adheziju s polimernom matricom. [1]

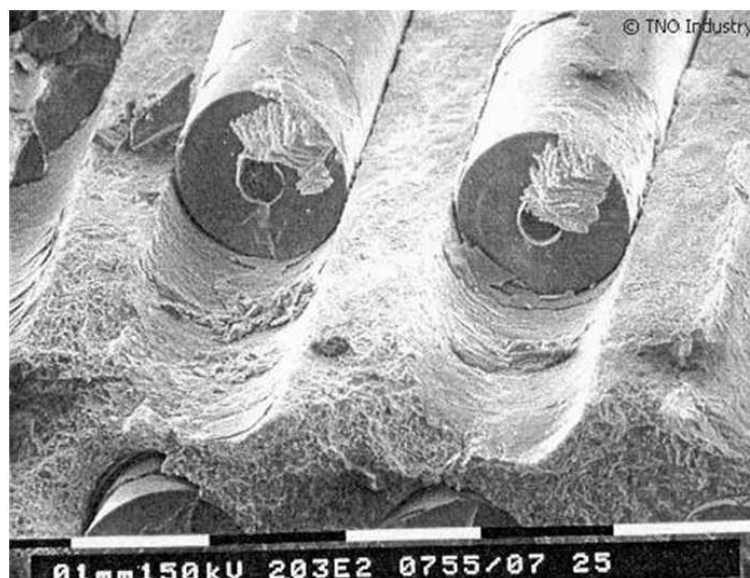
3.1.2.1.4 Borova vlakna

Posebnu skupinu čine borova (e. *boron*) vlakna. Ovo su sama po sebi kompozitna vlakna budući je posebnim postupkom naparavanja bor nanesen na osnovno ugljično (izrađeno iz smole) ili volframovo vlakno. Borova vlakna imaju znatno veći promjer (od 125 μm do 140 μm) u odnosu na druge vrste vlakana (npr. ugljična promjera 10 μm). Zbog vrlo visoke tvrdoće bora, ovi se kompoziti vrlo teško naknadno obrađuju (npr. bušenje provrta ili rezanje), što je uz visoku cijenu, glavni razlog što su ih u zrakoplovnim konstrukcijama u potpunosti istisnuli kompoziti s ugljičnim vlaknima. Borova su se vlakna koristila u nekim od prvih aviona u kojima su upotrijebljeni kompoziti (američki lovački avioni F-14 Tomcat, F-15 Eagle iz početka 1970-tih). Kasnije je bor korišten kao jedno od prvih vlakana u kompozitima s metalnom matricom (MMC - e. *Metal Matrix Composites*), pri čemu je matrica od aluminijske ili titanske. [12]

Kompozit s vlaknima bora koristi se npr. u izradi specifičnih komponenata vojnih zrakoplova, ali i za izradu elisa helikoptera. [1]

3.1.2.1.5 Keramička vlakna

Vlakna od silicijevog karbida (SiC), slika 3.9, proizvode se sličnim postupkom kao i borova vlakna - naparavanjem na jezgru od ugljikovog vlakna (CVD - e. *Chemical Vapor Deposition*). Ova su vlakna posebno pogodna za ojačavanje metala (aluminijskih i titanskih legura) kao i ojačavanje keramike u formi vlakna od silicijeva karbida, silicijeva nitrida ili stakla. U drugom se obliku ova vlakna izrađuju od polimera koji sadrže silicij i ugljik, jedno od takvih vlakana poznato je pod trgovačkim imenom “**Nicalon**“ ili u poboljšanoj verziji “**Hi-Nicalon**“. Ova vlakna imaju i svojstvo poluvodljivosti - otpor im je ovisan o količini nečistoća koje sadrže. Nicalon vlakna su znatno jeftinija nego vlakna proizvedena CVD postupkom, ali nisu pogodna za primjene pri povišenim temperaturama. [12]



Slika 3.9. SiC vlakno [8]

Vlakna na osnovi silicijeva karbida (SiC) i aluminijevog oksida (Al_2O_3) primjenjuju u izradi kućišta raketa. [1]

3.1.2.1.6 Metalna vlakna

Metalna vlakna mogu biti u obliku viskera, metalne vune i žice. Najčešće se upotrebljava berilij, molibden, čelik i volfram. Njima se postižu visoka čvrstoća, visoki rastezni modul i žilavost kompozita. Uglavnom se primjenjuju kod metalnih kompozita, betona i kod ojačavanja automobilskih pneumatika. [13]

3.1.2.1.7 Drvna vlakna

U posljednje vrijeme sve je veći interes za upotrebom vlakana biljnog porijekla bilo u drvno-plastomernim kompozitima ili kao zamjena za neka od prije spomenutih vlakana. Najčešće se rabe drvna vlakna (bor, jasen, hrast), konoplja, juta, vlakna agave, ljuske riže i kukuruz. Ta vlakna nude brojne prednosti poput ekoloških i ekonomskih. Ona su postala nužnost budući da industrija kompozita traži sve veće količine staklenih vlakana. U usporedbi sa staklenim vlaknima njima se postiže manja proizvodnost, imaju niža mehanička svojstva, manju postojanost ujecaju vlage i okolišnim uvjetima. Prednosti su im niža gustoća, niža cijena, te lakše recikliranje. [14]

3.1.3 Oblici vlakana

Vlakna se pojavljuju u nekoliko oblika koji se primjenjuju ovisno o željenim svojstvima kompozita i postupku prerade. Kod nekih proizvodnih postupaka vlakna su kontinuirana, a kod drugih su isječena na kraće dimenzije, obično od 3 mm do 50 mm. [13]

3.1.3.1 Kontinuirana vlakna

U kontinuiranom obliku vlakna su najčešće dostupna u strukovima. Strukovi su slobodni, neuvijeni snopovi kontinuiranih vlakana koja su izvučena zajedno u paralelnim snopovima. Na strukovima je namotano od 12 do 120 snopova vlakana. Uže ili pređa je uvijeni skup vlakana. Namotavanje vlakana na strukove ili prene vrši se prema različitim uzorcima namotavanja. Kombiniranjem tih namotanih oblika dobivaju se užad i pletiva. [13]

3.1.3.2 Tkanja

Osim pojedinačnim vlaknima, ojačanje se može ostvariti i različitim tkaninama odnosno trakama napravljenim od vlakana. Vlakna se najčešće pojavljuju u obliku tkanina (tkanja) budući da se njima postiže visok udio vlakana u kompozitu. Slojevi traka različito se usmjeravaju pa ovisno o načinu polaganja i vrsti tkanja mijenjaju se svojstva kompozita. Korištenjem tkanina s gušće isprepletenim vlaknima dobiva se veći udio vlakana u kompozitu. Manjim promjerima vlakana dobiva se veća površina dodira vlakana i matrice. Time se postiže bolje vezanje i bolje prenašanje opterećenja što znači viša mehanička svojstva. S udjelom vlakana rastu krutost i čvrstoća, sve do udjela 60 % do 70 % kada krutost i dalje raste, ali čvrstoća počinje padati. Čvrstoća pri ovako visokim udjelima vlakana pada zbog toga što nedostaje matrice koja prenosi opterećenja i drži vlakna na mjestu. Masa vlakana mjeri se u jedinicama "tex" koja označava masu (u gramima) po 1000 m vlakna. [1, 14]

Tkanje općenito predstavlja način prepletanja niti (vlakana) pod određenim kutom. Prema orijentaciji, tkanine je moguće podijeliti u jednosmjerne tkanine, dvoosne, višeosne tkanine ili u

obliku mata. Također postoje šivane tkanine i hibridne tkanine napravljene od različitih vlakana. [1]

Jednosmjerne tkanine (e. *unidirectional fabrics*) imaju 90 % snopova vlakana orijentiranih u jednom smjeru. Kod njih su primarna vlakna orijentirana u smjeru 0° (uzdužni smjer, e. *warp*) ili u smjeru 90° (poprečni smjer, e. *weft*), a vezujuća vlakna nalaze se u drugim smjerovima povezujući primarna vlakna. Jednosmjernim tkaninama lakše se postiže odgovarajući udio vlakana u kompozitu. Vlakna se lakše smještaju na odgovarajuće pozicije pri čemu se postižu poboljšana svojstva u željenom smjeru, anizotropna svojstva. Nedostatak ovih tkanja su niža svojstva u poprečnom smjeru. [14]

Dvoosne tkanine sastoje se od vlakana orijentiranih u uzdužnom (0°) i poprečnom (90°) smjeru. Ove tkanine dobivaju se ispreplitanjem uzdužnih i poprečnih vlakana u pravilnom uzorku. Integritet tkanine održan je preko uklinjenja vlakana i trenja među njima. Dvoosne tkanine mogu se proizvesti i šivanjem. Savitljivost tkanine, glatkoća površine i stabilnost ovise o uzorku tkanja. Postoji nekoliko uzoraka tkanja dvoosnih tkanina: obično, keper, saten, leno i mock leno. [14]

Kod tkanine s običnim uzorkom (e. *plain*) poprečna vlakna prolaze naizmjenice ispod i iznad uzdužnih vlakana čime se postiže maksimalna mehanička otpornost. Tkanina je simetrična, ima dobru stabilnost i poroznost. Ta tkanina u usporedbi s drugima ima nešto niža mehanička svojstva zbog toga što su vlakna dosta savijena. Iz tog razloga ovaj uzorak tkanja ne upotrebljava se za tkanja velike plošne mase. [1, 14]

Kod tkanine s keper vezom (e. *twill*) jedno ili više poprečnih vlakana naizmjenice prolaze ispod i iznad jednog ili više uzdužnih vlakana. Dobiva se dojam dijagonale kada se gleda u tkaninu, pa se ovaj uzorak naziva i dijagonalni vez. Nešto manje je stabilna od obične tkanine, ali je veće poroznosti i smanjenog savijanja vlakana. Zbog toga ta tkanina ima glađu površinu i poboljšana mehanička svojstva. [14]

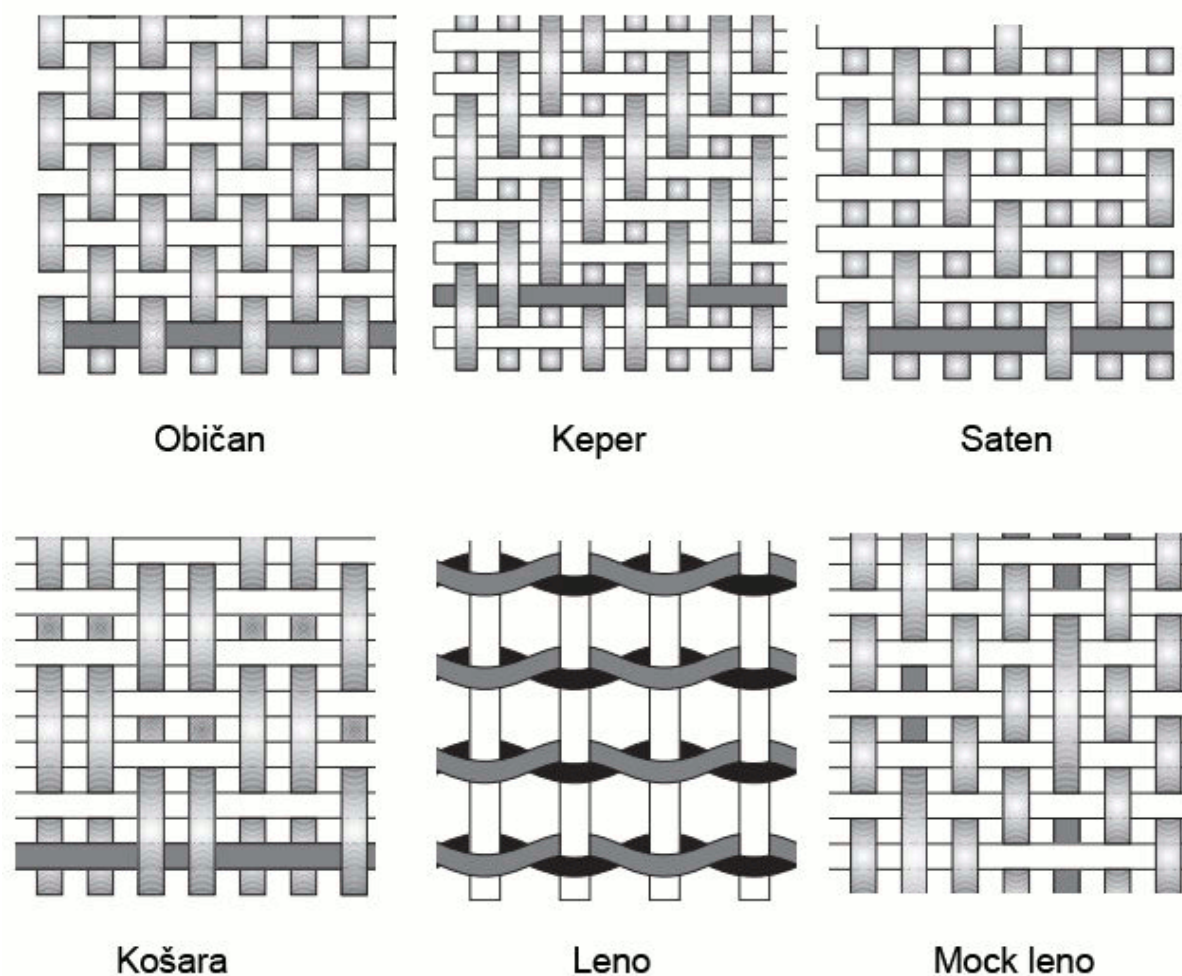
Saten tkanina slična je keper tkanini, ali vlakna ne prolaze ispod i iznad svakog uzdužnog vlakna nego ispod svakih nekoliko vlakana prema određenom uzorku. Tako se dobiva struktura s manje ispreplitanja vlakana. Saten ima dobra mehanička svojstva, poroznost i savitljivost. Nedostatak mu je niža stabilnost i asimetričnost koja otežava preradu. Primjenjuje se za zakrivljene dijelove zrakoplova i projektila. [1, 14]

Tkanina s uzorkom košare (e. *basket*) slična je običnoj tkanini, a razlika je u tome što se isprepliću dva ili više vlakana. Ova tkanina manje je stabilna od obične, ali ima višu čvrstoću. Obično su to tkanine velike plošne mase. [14]

Leno tkanina (jednolična tkanina) dobiva se ispreplitanjem susjednih poprečnih vlakana oko uzdužnih vlakana tako da poprečna vlakna čine spiralan par osiguravajući uzdužna vlakna na mjestu. Zbog dosta porozne strukture ta se tkanina koristi jedino u kombinaciji s drugim vrstama tkanina. Koristi se pri izradi laganih membrana. [1, 14]

Mock leno tkanina slična je običnoj, ali kod nje poprečna vlakna prolaze ispod i iznad svakih nekoliko uzdužnih. Te tkanine obično su veće debljine, grublje površine i dobre poroznosti. [14]

Najčešće vrste tkanja prikazane su slikom 3.10.

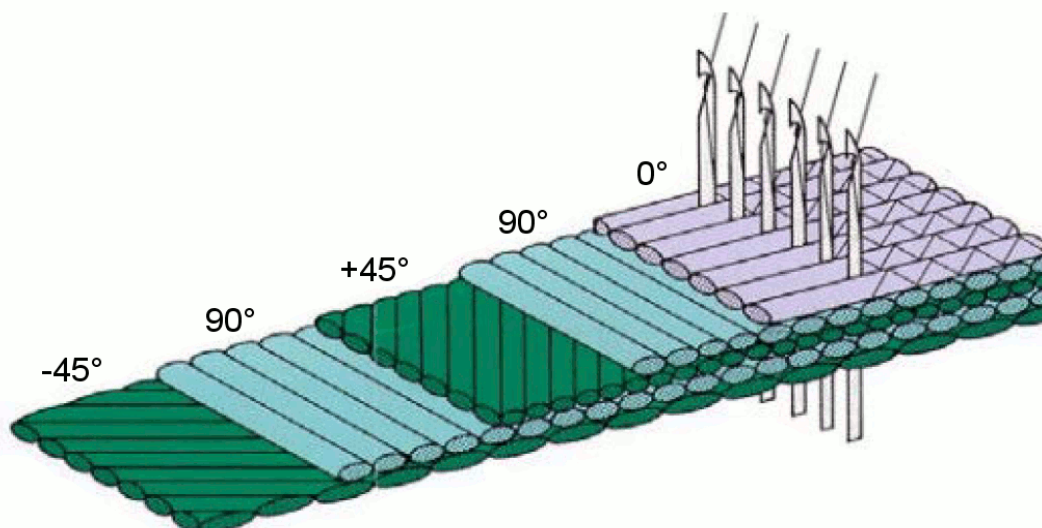


Slika 3.10. Uzorci tkanja [14]

Višeosna tkanja su tkanja kod kojih su vlakna orijentirana po više različitih kutova. Ovdje spadaju dvoosne tkanine s orijentacijom $\pm 45^\circ$, troosne s orijentacijom $0^\circ/\pm 45^\circ$ i $90^\circ/\pm 45^\circ$, četveroosne s orijentacijom $0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ$. Vlakna tih tkanina povezuju se ljepilom ili češće šivanjem budući da se njime postiže bolja savitljivost. [14]

Vlakna se mogu nalaziti i u obliku mata. To su slojevi proizvoljno orijentiranih vlakana povezanih vezivom. Vlakna se mogu nalaziti i u obliku priprema koji se upotrebljavaju u postupku lijevanja. To su dvodimenzionalni matovi, preprezi koji su oblikovani u trodimenzionalne predoblike. [13]

Šivane tkanine sastoje se od jednog ili više slojeva dugačkih vlakana koja su učvršćena sekundarnim materijalom, najčešće poliesterskom niti. Moguće je kombinirati više orijentacija vlakana kao i razne vrste vlakana. Šivane tkanine imaju bolja mehanička svojstva zbog toga što vlakna nisu savijena kao kod tkanja i zbog toga što može postojati više orijentacija vlakana. Također kod tih tkanina ne postoje točke naprezanja koje postoje na sjecištima vlakana kod običnih tkanina. Druge prednosti tih tkanina su veća proizvodnost budući da su veće debljine i mogućnost postizanja finije strukture, odnosno više gustoće. Nedostatak je skupa, spora i složena proizvodnja, pojava grešaka poput nedostatka vlakna u strukturi čije mjesto kasnije u kompozitu zauzima smola. Proizvode se na dva načina: tkanjem i šivanjem i simultanim šivanjem više slojeva. Slika 3.11 prikazuje postupak simultanog šivanja slojeva različitih orijentacija. [14]



Slika 3.11. Postupak simultanog šivanja [14]

Kod hibridnih tkanina upotrebljava se kombinacija dviju vrsta vlakana. Kombiniraju se ugljična i aramidna vlakna, staklena i aramidna, ugljična i staklena. [14]

3.1.4 Proizvodnja vlaknima ojačanih kompozita

Vlaknima ojačani kompoziti polimerne matrice mogu se proizvesti različitim postupcima, od kojih su najčešći: namotavanje, lijevanje i pultrudiranje. [1]

3.1.4.1 Namotavanje

Namotavanje (e. *filament winding*) je postupak pri kojem se kontinuirana vlakna koja služe kao ojačalo namotavaju na model (obično cilindrični) tako da oblikuju šuplji dio. Vlakna, bilo u obliku individualnih snopova ili kao uža, najprije se namaču u kupki koja sadrži smolu, a zatim se kontinuirano namotavaju na cilindrični model, često primjenom automatizirane opreme za namotavanje. [1, 2]

Ovisno o tome prolaze li vlakna kroz smolu prije namotavanja ili se upotrebljavaju vlakna preprega razlikuje se mokro i suho namotavanje. Rjeđe se koristi postupak kod kojeg se najprije vrši namotavanje vlakana na jezgru i zatim se impregnira smolom, ovaj postupak je poznat kao naknadno impregniranje. [13]

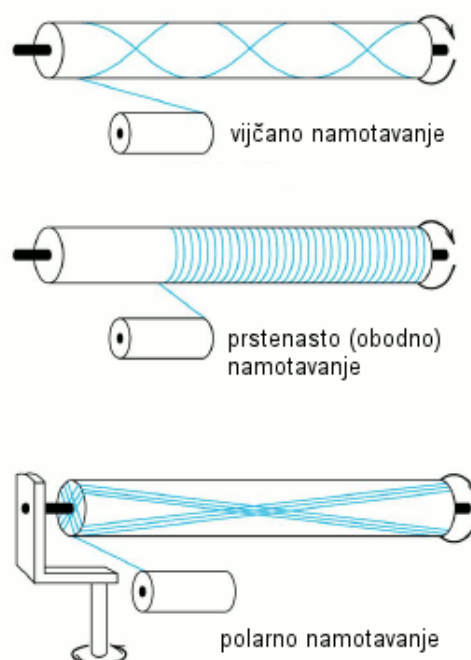
Kod suhog namotavanja, namotavaju se preprezi koji su namotani na svitke. Oni se namotavaju bez prethodnog prolaska kroz kupku smole. Namotavanje preprega daje dobra svojstva kompozita i lako kontroliranje postupka. Nedostaci preprega su viša cijena i potreba za posebnim uvjetima skladištenja kako ne bi došlo do prijevremenog umreživanja. Ti preprezi sadrže dodatke poput otapala i dodataka za konzerviranje koji održavaju predumreženo stanje. Umreživanje preprega vrši se u autoklavu. [13]

Mokro namotavanje češće se primjenjuje od suhog. U tom slučaju vlakna prije namotavanja prolaze kroz kupku smole ili valjke natopljene smolom. Kako bi se povećala viskoznost smole, odnosno vlaženje vlakana, kupka smole se grije. Kontrola nanošenog sloja smole je otežana, a udio smole ovisi o viskoznosti, vlaženju, brzini namotavanja, te naprezanju vlakana. Taj postupak jeftiniji je od suhog namotavanja, ali ga nije lako kontrolirati. Umreživanje se vrši u pećima ili pri sobnoj temperaturi. Postupak namotavanja može se raščlaniti na četiri koraka: priprema vlakana i jezgre, namotavanje, umreživanje i uklanjanje jezgre. [13]

Priprema obuhvaća stavljanje svitaka vlakana i jezgri na stroj za namotavanje. Jezgra se oblaže slojem gela kojim se kasnije olakšava izvlačenje jezgre. Postoji više vrsta jezgri ovisno o načinu skidanja filameta. Jezgre se najčešće izrađuju od čelika ili aluminija pri čemu se mora osigurati lagano skidanje komada. Postoje i one za jednokratnu upotrebu koje se uništavaju kako bi se oslobodio komad. [13]

Postoji više tipova namotavanja: vijčano, prstenasto (obodno), paralelno (s osi jezgre) i polarno o čemu ovise i mehanička svojstva, slika 3.12. Najčešće se primjenjuje polarno i vijčano namotavanje. Nakon nanošenja niza slojeva slijedi očvršćivanje u peći ili pri sobnoj temperaturi, nakon čega se model odstranjuje. Kao alternativa mogu se namotavati tanki preprezi. Namotavanjem se postiže vrlo visoki omjer čvrstoće i gustoće te visoki stupanj orijentiranosti vlakna. Uobičajene namotavane konstrukcije su oplata (kućišta) raketnih motora, spremnici i dr. [2, 13]

Kod polarnog namotavanja jezgra miruje, a ruka stroja za namotavanje rotira oko uzdužne osi, nagnuta pod određenim kutom. Kada se ruka jednom okrene oko osi jezgre se zarotira za debljinu vlakna. Ovaj postupak se ponavlja u pozitivnim i negativnim nagibima ruke sve dok se ne postigne željena debljina. Kod vijčanog namotavanja jezgra se kontinuirano okreće, a ruka stroja giba se naprijed i nazad određenom brzinom uzduž osi jezgre. Kod tog načina namotavanja potrebno je više prolaza kako bi se pokrila površina jezgre zbog toga što se vlakna ne nalaze jedna uz drugo. [13]



Slika 3.12. Prikaz vijčanog, prstenastog (obodnog) i polarnog namotavanja [2]

Namotavanje se vrši na posebnim strojevima koji mogu imati i do 7 stupnjeva slobode gibanja. Na njima se mogu podesiti željeni uzorci namotavanja, brzina i kutovi namotavanja, temperatura smole i napregnutost vlakana. Danas su dostupni numerički upravljani strojevi za namotavanje za koje se NC kodovi programiraju u posebnim CAD programima. Strojevi za polarno namotavanje su nešto jednostavnije konstrukcije, ali je sam postupak otežan zbog ograničenja vlakana. Češće se primjenjuju strojevi za vijčano namotavanje. Složenije su konstrukcije i imaju 6 numerički upravljanih osi. [13]

Taj postupak rabi se za proizvodnju osovina za zrakoplove i helikoptere, lopatica vjetrenjača, spremnika kisika ili prirodnog plina, cijevi, tlačnih spremnika, dijelova raketa, konstrukcijskih elemenata i sportske opreme. Zbog niske cijene i dobrih svojstava proizvoda taj postupak se sve više razvija i primjenjuje. Moguće je proizvoditi i oblike koji nisu nužno cilindrični. [13]

Prednosti proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita namotavanjem su: [2, 13, 15]

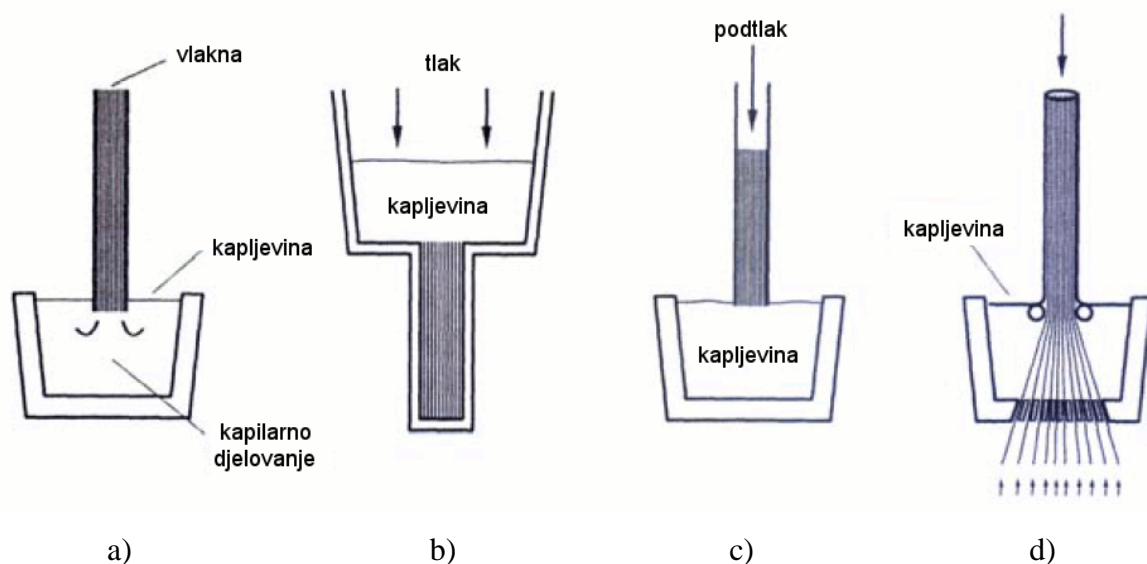
- vrlo brza i ekonomična metoda (niska cijena opreme, materijala i izrade) te kontrola brzine namotavanja;
- može se regulirati udio smole na vlaknima;
- visoka ponovljivost svojstava;
- visoki omjer čvrstoće i gustoće, visoki udio vlakana (do 80 %) koji jamči višu čvrstoću;
- mogućnost proizvodnje velikih dijelova;
- troškovi su niži zbog toga što se rabe pojedinačna vlakna, a ne tkanja;
- mogu se dobiti odlična mehanička svojstva kompozita ako se vlakna poslažu u smjeru djelovanja opterećenja (postiže se namještanjem kuta namotavanja).

Nedostaci proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita namotavanjem su: [2, 15]

- oblici proizvoda koji se dobivaju su ograničeni (isključivo konveksnog oblika);
- smještaj vlakana na različite oblike nije uvijek lagan (npr. uzdužno);
- troškovi dijela na koju se namotava (jezgra) mogu biti visoki u slučaju izrade velikih dijelova;
- vanjska površina proizvoda nije uvijek estetski prihvatljiva (nedorađena vanjska površina dijelova) – potreba za naknadnom obradom;
- izračunavanje kuta namatanja vlakana.

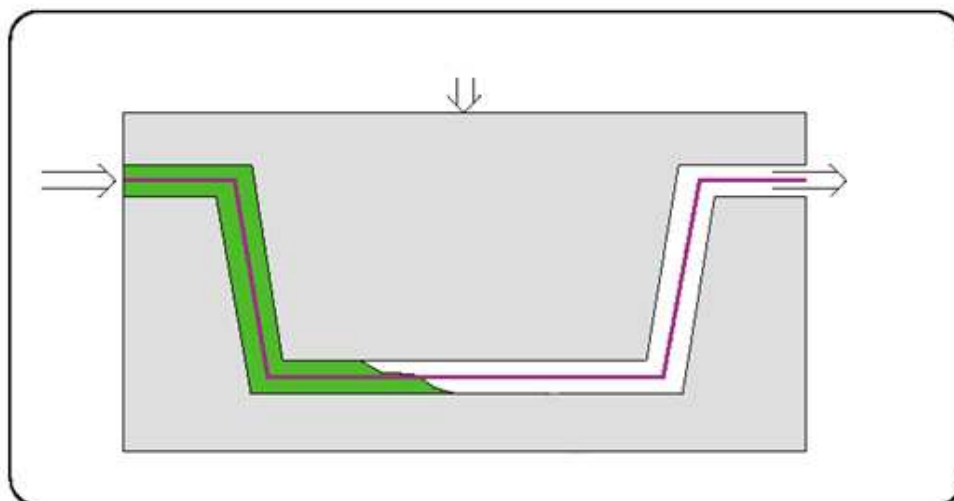
3.1.4.2 Lijevanje

Polimerni kompoziti mogu se proizvesti različitim postupcima lijevanja. Ovisno o načinu kako se kapljevina polimerne smole unosi među vlakna razlikuje se kapilarno djelovanje, tlačno lijevanje, podtlačno infiltriranje ili kontinuirano lijevanje, slika 3.13. [1]



Slika 3.13. Proizvodnja kompozita lijevanjem: a) kapilarno djelovanje, b) tlačno lijevanje, c) podtlačno infiltriranje, d) kontinuirano lijevanje [2]

Na slici 3.14 prikazan je način tlačnog lijevanja (ubrizgavanje u kalup) poznat kao RTM postupak (injekcijsko-posredno prešanje kapljevite smole s uloženim trodimenzionalnim predoblikom - *e. Resin Transfer Molding*). Polimerna smola ulijeva se pod tlakom u kalupnu šupljinu i raspoređuje oko ojačala (koje je prethodno umetnuto u kalup), a nakon polimerizacije potaknute zagrijavanjem kalup se otvara i dobiva izradak gotovog oblika. [1]



Slika 3.14. RTM postupak [1]

Na ovaj način mogu se lijevati epoksidne, poliesterske, vinilesterske i fenolne smole, a kao ojačala upotrebljavaju se razna vlakana. [1]

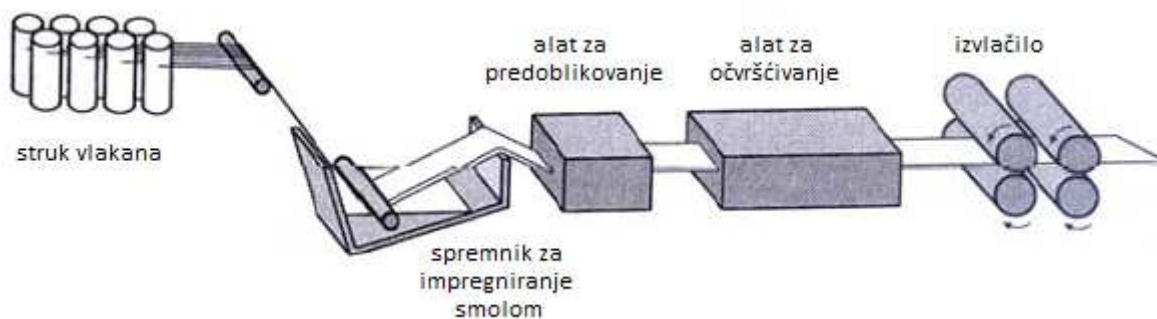
Prednosti RTM postupka su: veliki volumni udjel ojačala, niski sadržaj uključaka zraka, dobri radni uvjeti (budući da je smola zatvorena u kalupu, ne predstavlja opasnost za okolinu), dobar izgled površine te mogućnost automatizacije postupka, dok su nedostaci: visoka cijena alata, ograničenje na izratke malih dimenzija i mogućnost pojavljivanja mjesta na proizvodu koja nisu popunjena smolom, što zahtjeva dodatnu kontrolu i potencijalni otpad. [1, 15]

RTM postupak polako zamjenjuje autoklavne postupke kod proizvodnje sportske opreme i u zrakoplovnoj industriji. [13]

3.1.4.3 Pultrudiranje

Pultrudiranje (e. *Pultrusion*) je jedini kontinuirani postupak proizvodnje kompozita pogodan za masovnu proizvodnju i postizanje visoke kvalitete. [13]

Pultrudiranje se primjenjuje za proizvodnju kompozitnih proizvoda konstantnog poprečnog presjeka (npr. štapovi, cijevi, grede itd.). Ovim postupkom, shematski prikazanim na slici 3.15, snop kontinuiranih vlakna prethodno impregniran (natopljen) duromernom smolom provlači se kroz alat odgovarajućeg oblika i nakon toga slijedi očvršćivanje čime se dobiva konačan oblik. Uređaj za izvlačenje vuče izradak kroz alate te time određuje brzinu postupka. [1]



Slika 3.15. Prikaz postupka pultrudiranja [2]

Sam postupak odvija se u nekoliko slijednih jedinica koje čine: sustav dobave vlakana, spremnik za impregniranje smolom, alata za predoblikovanje, alata za očvršćivanje, izvlačila i rezalice.

Kapljevita smola postepeno se prolazeći kroz jedinice pretvara u čvrsti gotovi kompozitni proizvod. Nakon napuštanja alata za očvršćivanje kompozit mora biti u čvrstom stanju kako bi izvlačilo moglo djelovati. [13]

Na početku vlakna sa strukova (e. *Roving*), trake, tkanine ili matovi prolaze kroz sustav za impregniranje vlakana smolom. Kako bi se izbjeglo zaplitanje vlakana prije ulaska u spremnik sa smolom koriste se češljevi. Spremnik za impregniranje smolom sadrži smjesu kapljevite smole i dodataka poput umreživala, pigmenata i usporavala. Da bi se osiguralo dobro vlaženje, vlakna prolaze kroz valjke. Vlakna zatim prolaze kroz alat za predoblikovanje kojim se istiskuje višak smole i oblikuju vlakna. [13]

Zatim vlakna prolaze kroz grijani alat za očvršćivanje. Alat se sastoji od mlaznice sa šupljinom željenog presjeka profila i električnih grijala. Zadatak tog alata je održavanje orijentacije vlakana, postizanje odgovarajućeg oblika i umreživanje. Uzduž alata za očvršćivanje postoji više različitih toplinskih zona koje ovise o smoli koja se prerađuje, brzini pultrudiranja i duljini alata. Nakon izlaska iz alata za očvršćivanje sada umreženi kompozit prolazi kroz izvlačilo. Brzina izvlačila određuje brzinu pultrudiranja. Na kraju linije nalazi se rezalica koja reže profile na odgovarajuće dimenzije. [13]

Primjenom odgovarajućih alata mogu se proizvesti cijevi, šuplji elementi ili različiti drugi proizvodi konstantnog oblika. Postupak je pogodan za proizvodnju proizvoda namijenjenih zrakoplovnoj industriji, građevinarstvu, automobilske industriji, proizvodnji sportske opreme i proizvoda široke potrošnje. Primjeri proizvoda su stupovi antena, kućišta elektroničkih uređaja, okviri vrata i prozora, konstrukcijski elementi za građevinarstvo (mreže, ploče, štapovi). Razvojem tog postupka, proizvodnja više nije ograničena na proizvodnju jednostavnih profila konstantnih presjeka. [1, 13]

Glavna ojačala su staklena, ugljična te aramidna vlakna uobičajenih udjela od 40 % do 70 % volumena. Najčešće se kao matrice rabe poliesterske, vinilesterske te epoksidne smole. [1]

Prednosti proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita pultrudiranjem su: [13, 15]

- brz, ekonomičan postupak;
- homogen materijal i svojstva;
- visoka čvrstoća i dobra mehanička svojstva u smjeru vlakana;

- kemijska postojanost;
- pogodnost obrade odvajanjem čestica;
- dobra kvaliteta površine;
- neograničena duljina profila;
- komplicirani profili.

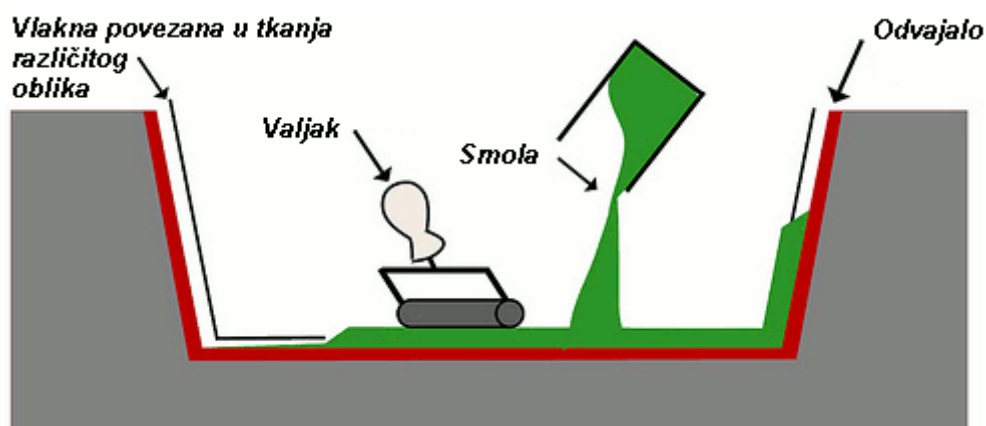
Nedostaci proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita pultrudiranjem su: [15]

- anizotropnost (dobra mehanička svojstva samo u uzdužnom smjeru);
- izrada isključivo profila;
- ograničena veličina u poprečnom smjeru;
- visoka cijena alata (velika ulaganja u opremu).

3.1.4.4 Ručni dodirni postupak laminiranjem

Proizvodi od vlaknima ojačanih polimera prvobitno su izrađivani postupkom ručnog laminiranja, a postupak se i danas upotrebljava u izradi plovila i modela. Kod ručnog laminiranja se na površine izrađenog kalupa nanose odvajalo (olakšava vađenje proizvoda iz kalupa) i materijal matrice, slika 3.16. Potom se polaže sloj ojačanja – pogodno oblikovanih vlakana (npr. saten tkanja staklenih vlakana) i ponovo se valjkom nanosi sloj materijala matrice uz istiskivanje zraka. Nadalje se izmjenično nanose slojevi ojačanja i matrice sve do postizanja zahtijevane debljine stjenke proizvoda. [7]

Do očvršćivanja dolazi pri atmosferskim uvjetima. [15]



Slika 3.16. Proizvodnja kompozita laminiranjem [15]

Prednosti proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita ručnim laminiranjem su: [15]

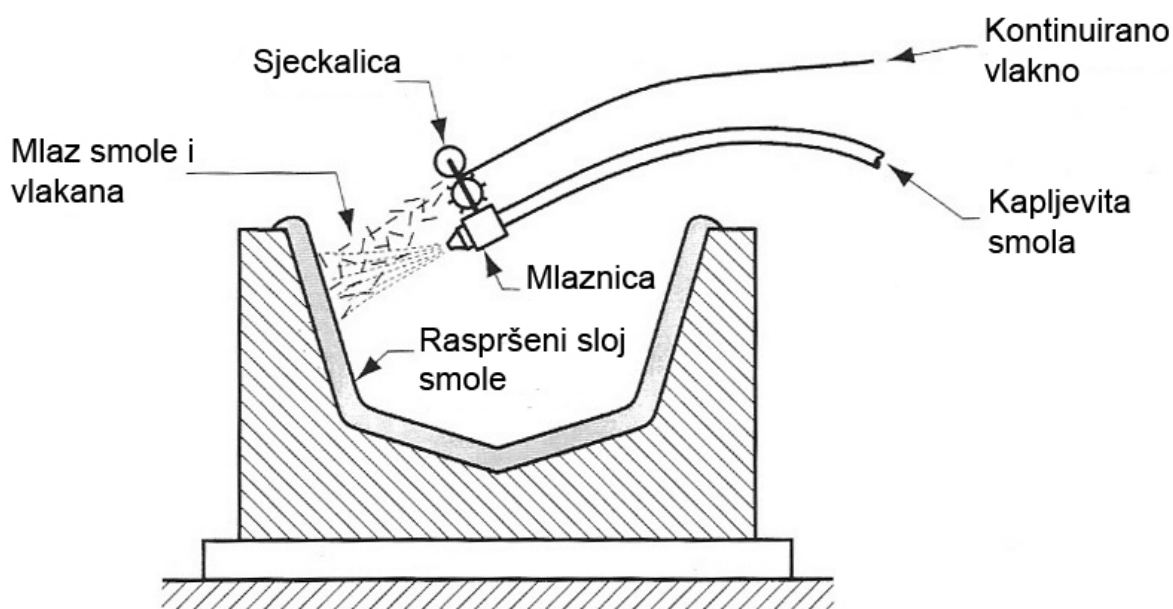
- vrlo jednostavan postupak koji se primjenjuje već dulje vrijeme;
- malen trošak izrade alata;
- veliki izbor vrsta materijala i dobavljača;
- udio vlakana je veći i vlakna su dulja nego u slučaju dodirnog postupka štrcanjem.

Nedostaci proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita ručnim laminiranjem su: [15]

- kvaliteta postupka u velikoj mjeri ovisi o umješnosti radnika. Teško je proizvesti kompozite s malim udjelom smole bez pukotina.
- koriste se smole niske viskoznosti što znatno utječe na svojstva.

3.1.4.5 Dodirni postupak štrcanjem

Dodirni postupak štrcanjem (e. *Spray-up*) je još jedna alternativa proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita. Kao što je vidljivo na slici 3.17, kod tog postupka isječena vlakna pomiješana sa smolom raspršuju se po površini kalupa s pomoću posebnog raspršivala. Štrcanje se nastavlja sve dok se ne postigne odgovarajuća debljina.



Slika 3.17. Dodirni postupak štrcanjem [13]

Oprema uključuje pištolj za štrcanje, sjeckalicu vlakana i sustav dobave. U sjeckalicu se dobavljaju kontinuirana vlakna koja se sijeku na duljine između 25 mm i 75 mm. Ta se vlakna dodaju mlazu smole koji izlazi iz mlaznice pištolja. Tim načinom miješanja vlakana i smole

postigne se slučajan raspored vlakana, dok se kod ručnog kalupljenja može postići struktura s orijentiranim vlaknima koja ima višu čvrstoću. Zbog ograničenja u postupku miješanja smole i vlakana, kod tog postupka se udio vlakana kreće između 30 % i 35 %. Kod ručnog postupka moguće je postići veći udio vlakana koji se kreće između 65 % i 70 %. [13]

Ovisno o načinu smješavanja smole i umreživala postoje četiri vrste pištolja za štrcanje. Najpovoljniji su pištolji s unutarnjim smješavanjem kod kojih smola i umreživalo dolaze odvojeno u komoru glave pištolja gdje se smješavaju, nakon čega izlaze iz mlaznice. Kod tih pištolja moguće je ostvariti kontinuirani omjer smole i umreživala čime se postižu viša kvaliteta i uštede na smoli. Nakon štrcanja potrebno je ručno ili automatizirano s pomoću stroja razvaljati nanešeni sloj. [13]

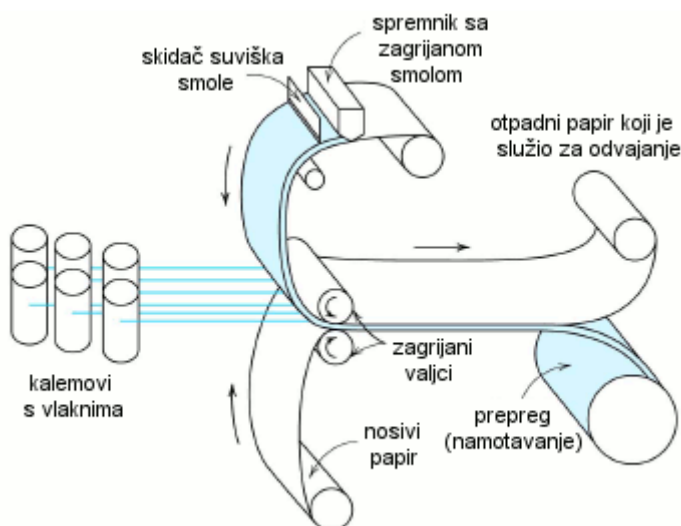
Prednosti tog postupka pred ručnim postupkom su manji udio ljudskog rada, lakše rukovanje opremom i viša brzina. Kod tog postupka moguće je potpuno automatizirati postupak nanašanja smole i vlakana čime se postiže viša kvaliteta i sigurnost za radnika koji se ne treba izlagati štetnim parama smola. Nedostaci su investicija u opremu za štrcanje, gubici smole tijekom štrcanja, teže postizanje jednolične debljine, ograničenje na male serije (do 1000 komada godišnje), te gruba vanjska površina. [13]

3.1.4.6 Prepreg

Posebnu vrstu kompozita čini "Prepreg" (e. *PREimPREGnated*) kod kojeg su pletena vlakna natopljena matricom (različita vlakna ili tkanja se predimpregniraju sa smolom), najčešće polimernom. Natapanje treba provesti na način da matrica ne polimerizira. Tako dobiveni oblici se najčešće zamrzavaju kako bi se mogli skladištiti dulje vrijeme. Smola koja se koristi nije potpuno u krutom stanju tako da je prepreg na dodir malo ljepljiv. Nakon toga se preprezi strojno polažu u kalup, podtlačno se pakiraju i zagrijavaju na temperaturu od 120 °C do 180 °C (smola omekša i polimerizira). Uz kemijske dodatke moguće je sniziti temperaturu očvršćivanja na 60 °C do 100 °C. Ako je za stvaranje kompozita potreban nešto viši tlak sve se to stavlja u autoklav kojim je moguće postići tlakove do 5 atmosfera (prepreg se u pravilu upotrebljava za proizvodnju kompozitnih komponenti u autoklavu). Ovaj je postupak vrlo zastupljen kod proizvodnje kompozitnih dijelova zrakoplovnih konstrukcija zbog postizanja visoke kvalitete i točnosti dimenzija. [2, 12, 13, 15]

Autoklav je posebna komora pod tlakom u kojoj se vrši dovršetak postupka izrade (umreživanje, stvaranje) kompozitne konstrukcije (dijela konstrukcije). U autoklav pećima se nalaze dušik, ugljični dioksid ili njihova mješavina sa zrakom pod tlakom do maksimalnih 15 MPa. Autoklavi su grijani s pomoću plinskih plamenika ili električnih grijala do maksimalne temperature 700 °C. Računalnim upravljanjem parametara autoklava mogu se postići odgovarajući ciklusi umreživanja. [13]

Postupak proizvodnje preprega koji je shematski prikazan slikom 3.18 započinje raspoređivanjem niza kontinuiranih strukova (odmotavanjem s odgovarajućih kalemova). Ovi strukovi se nakon toga slažu u tzv. “sendvič” koji se zatim, obložen tankim slojevima odvajala i nosivog papira, te zagrijanim valjcima oblikuje postupkom kalandriranja. Jedan od slojeva papira presvučen je tankim slojem zagrijane otopine smole relativnog niskog viskoziteta tako da se osigura impregniranje vlakana. Posebnim uređajem (e. *doctor blade*) smola se prska tako da nastaje film jednolične debljine i širine. Konačni proizvod – tanka traka koja se sastoji od kontinuiranih usmjerenih vlakana uloženi u djelomično očvrснуtu smolu – nakon provedenog postupka priprema se za pakiranje namotavanjem na kartonske tuljke. Kako je prikazano na slici 3.18, sloj papira za “oslobađanje” (e. *release paper sheet*) odvaja se prilikom namotavanja trake. Debljina trake kreće se od 0,08 mm do 0,25 mm, a njena širina između 25 mm i 1525 mm, dok se sadržaj smole kreće između 35 % i 45 % volumenskog udjela. [2]



Slika 3.18. Shematski prikaz proizvodnje preprega na osnovi duromera [2]

Do reakcije očvršćivanja duromerne matrice dolazi i na sobnoj temperaturi, pa se prepreg treba skladištiti kod temperature 0 °C ili nižoj. Dakle, trajanje izlaganja sobnoj temperaturi treba

smanjiti na najmanju moguću mjeru. Prilikom urednog rukovanja duromerni prepreg ima uvijek trajanja od najmanje šest mjeseci ili obično duže od tog vremena. [2]

Početni prepreg je u djelomično umreženom stanju i sadrži oko 42 % smole. Tijekom kalupljenja određena količina smole istječe iz preprega pri čemu se uklanjaju zaostali mjehurići zraka i otopine. Nakon umreživanja kompozit se sastoji od približno 60 % vlakana koliko iznosi norma za kompozite u zrakoplovnoj industriji. [13]

Postupak započinje isijecanjem trake preprega u željeni oblik, zatim se vrši ulaganje preprega u pravilno orijentiranim slojevima u kalup (polaganje može biti jednosmjerno, ali se orijentiranje vlakana često mijenja kako bi se proizveo laminat s poprečnim slojevima ili sa slojevima orijentiranim pod različitim kutovima). Kako bi se postigla željena debljina, polaže se veći broj slojeva (nakon odstranjivanja nosivog pozadinskog papira – e. *carrier backing paper*). Prepreg se preša gumenom vrećom uz pomoć podtlaka unutar autoklava. Preprezi umrežuju pod tlakom i temperaturom kojima se postiže odgovarajuće istiskivanje viška smole iz slojeva i što kraće vrijeme umreživanja. Umreživanje traje oko 6 sati od kojih se u prvom satu pri temperaturi od oko 125 °C pod tlakom istiskuje smola, a ostatak vremena vrši se umreživanje pri oko 175 °C. [2, 13]

Kao materijali matrica koriste se epoksidne smole, poliesteri, fenoli i visokotemperaturni plastomeri kao što su npr. poliimidi. [15]

Prednosti proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita u obliku preprega su: [15]

- moguće je vrlo precizno podešavanje udjela vlakana i smole;
- materijali su potpuno ekološki prihvatljivi;
- moguće je impregniranje smolama visoke viskoznost čime se značajno utječe na mehanička i toplinska svojstva kompozita;
- moguća je automatizacija cijelog postupka.

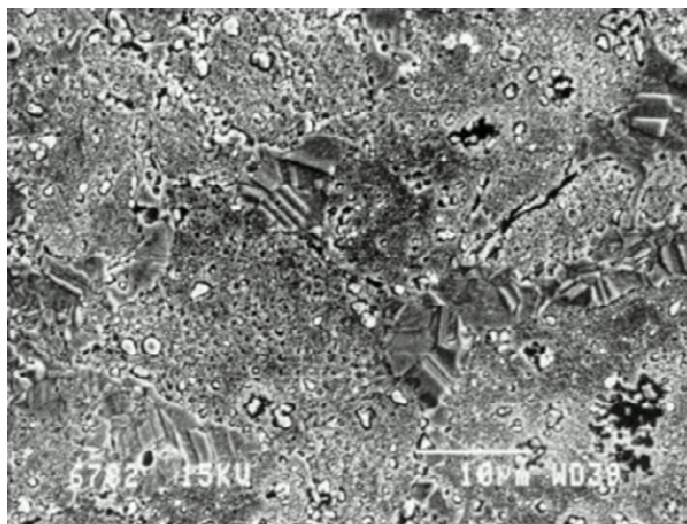
Nedostaci proizvodnje vlaknima ojačanih kompozita u obliku preprega su: [13, 15]

- troškovi materijala su veći (potreba za dodatnim materijalima);
- dugotrajnost postupka;
- veliki udio rada;
- neprikladnost serijske proizvodnje;

- materijal očvršćuje u autoklavu koji je prilično skup i dobivene komponente su ograničenih dimenzija (potreba održavanja stalnog tlaka i temperature);
- postupak se odvija pri povišenim temperaturama tako da i to treba uzeti u obzir prilikom izbora materijala alata.

3.2 Kompoziti s česticama

Za ojačanje kompozitnog materijala mogu se upotrijebiti ne samo vlakna već i čestice od tvrdog i krhkog materijala koje su jednolično raspoređene u mekanijoj i duktilnijoj matrici, slika 3.19. U stvari struktura naliči onoj mnogih dvofaznih disperzijski ojačanih metalnih legura. Ipak, kod kompozita se za ugradnju disperziranih čestica ne primjenjuje transformacija faza. [1, 2]



Slika 3.19. Bakar (Cu) kompozit ojačan dispergiranim česticama bor karbida B_4C [15]

S obzirom na veličinu čestica i način na koji utječu na ukupna svojstva kompozita, kompozite s česticama možemo podijeliti u dvije velike skupine: [1]

- **kompoziti s disperzijom (malim česticama)** (čestice $< 0,1 \mu m$)
- **kompoziti s velikim česticama** (čestice $> 1 \mu m$).

Kod kompozita s disperzijom, povišena čvrstoća postiže se ekstremno malim česticama disperzirane faze, koje usporavaju gibanje dislokacija. Razmatranje ovog mehanizma očvršćivanja je na nivou atoma. Kod kompozita s velikim česticama mehanička svojstva su poboljšana djelovanjem samih čestica. [2]

Kod kompozita s disperzijom volumni se udjel čestica kreće do 15 %, a za kompozite s velikim česticama taj je udjel veći od 20 %. [1]

Jedna od najvažnijih razlika između kompozita s česticama i onih s vlaknima direktno proizlazi iz njihove građe. Kompoziti s česticama općenito su izotropni, tj. njihova svojstva (čvrstoća, krutost itd.) identična su u svim smjerovima, za razliku od kompozita s vlaknima koji su često anizotropni te svojstva variraju s obzirom na položaj vlakna. Anizotropnost se može djelomično prevladati slaganjem više slojeva ojačanja različite orijentacije pri čemu se dobiva slojeviti kompozit. [1]

Male čestice disperzirane su u matrici, a dimenzije su im od 10 nm do 250 nm. Svojom prisutnošću male čestice ometaju gibanje dislokacija matrice, te je na taj način ojačavaju. Kompoziti s dodanim malim česticama se zbog toga nazivaju disperzijski ojačanim kompozitima. Za učinkovito ometanje gibanja dislokacija matrice, disperzirane male čestice moraju biti tvrde (oksidi metala), a učinak ojačanja osim o tvrdoći ovisi i o veličinama, oblicima, količinama i raspodjelama disperziranih čestica. U materijalu matrice se disperzirane čestice ne smiju otapati niti s njom kemijski reagirati. S druge strane male čestice moraju biti čvrsto povezane s materijalom matrice. [7]

Pri sobnoj temperaturi disperzijom ojačani kompoziti nisu čvršći od dvofaznih metalnih legura. Međutim, budući da do katastrofalnog omekšavanja disperzijom ojačanih kompozita ne dolazi pri pregrijavanju, porastu zrna, ili povećanju disperzirane faze, čvrstoća kompozita postupno se snižava s povećanjem temperature. Osim toga postojanost prema puzanju ovih kompozita veća je od one kod precipitacijski očvršnutih legura. Za stabilnost pri visokim temperaturama disperzirana faza ne smije biti gruba (krupna). [2]

Svojstva disperzijom ojačanih kompozita mogu se optimirati uzimanjem u obzir sljedećih smjernica: [2]

- disperzirana (raspršena) faza, tipičan primjer je tvrd i stabilan oksid, treba biti djelotvorna zapreka klizanju (smicanju);
- materijal koji služi kao disperzija treba biti optimalne veličine, oblika, raspodjele i udjela (količine);
- disperzirani materijal treba biti male rastvorljivosti u materijalu matrice (npr. Al_2O_3 ne otapa se u aluminiju, dakle taj materijal je djelotvoran dispergent za legure aluminija;

oksid bakra se međutim pri povišenim temperaturama otapa u bakru, dakle sustav $\text{Cu} - \text{Cu}_2\text{O}$ neće biti djelotvoran);

- između matrice i raspršenog materijala treba postojati dobra povezanost (slaba rastvorljivost raspršenog materijala u matrici može doprinijeti dobrim i čvrstim vezama).

Dodane velike čestice ne mogu učinkovito spriječiti gibanje dislokacija matrice, te na taj način ne ojačavaju matricu. Pri opterećivanju kompozita jednako se deformiraju matrica i dodane čestice ali se u matrici i dodanim česticama javljaju različita naprezanja. [7]

Kako bi se snizila cijena proizvoda, često se kompozit formira uz dodavanje matrici jeftinijih velikih čestica. [7]

3.2.1 Primjena kompozita s česticama

3.2.1.1 Beton

Beton je primjer kompozita s velikim česticama koji se sastoji od skupine čestica međusobno spojenih cementom. Njega oblikuju keramička matrica (relativno skupa) i dodane krupne keramičke čestice (relativno jeftine). Matrica koja povezuje čestice naziva se cementom (*portland-cement*), a kao dodatak se koriste pijesak i šljunak, dok je veza posljedica kemijske reakcije između spomenutog cementa i vode. Za postizanje optimalne čvrstoće i oblikovanja smjesa mora sadržati odgovarajuće udjele dodatka, u pravilu, od 60 % do 80 %. Gusto pakirana struktura i dobri uzajamni kontakti postižu se s dvije dimenzije dodatka – sitnije čestice pijeska popunjavaju prostore između krupnijih čestica šljunka. Smjesi se dodaje odgovarajuća količina vode. Vezivanje je nepotpuno ako je količina dodane vode premala, a ako je prevelika, oblikuje se prekomjerno porozan beton. [2, 7]

Čvrstoća betona se povisuje: [7]

- ojačanjem čeličnom "armaturom" – žicama ($d < 12 \text{ mm}$), šipkama ($d > 12 \text{ mm}$), mrežama i profilima. Armature se postavljaju u beton prije njegovog očvršćivanja;
- uvođenjem prednapetosti – postavljena se čelična armatura prije očvršćivanja rastezno opteretiti (ispod granice elastičnosti čelika). Nakon skrućivanja betona armatura se

rastereti i ona pri svom skupljanju povlači za sobom skrućeni beton uspostavljajući u njemu trajnu tlačnu napetost.

3.2.1.2 Metalni matrični kompoziti s česticama

Metalnoj se matrici za postizanje potrebnih svojstava dodaju čestice keramike. Najčešće se kao matrice upotrebljavaju Al legure za lijevanje s volumnim dodatkom od 10 % do 30 % čestica silicijevog karbida (SiC) ili čestica aluminijeva oksida (Al_2O_3) veličina od 10 μm do 20 μm . Oblikovani su kompoziti jeftini, mogu se lijevati i zavarivati, te imaju svojstvo relativno dobre obradljivosti deformiranjem (plastična deformacija) i odvajanjem čestica (rezljivost). Koriste se za izradu dijelova kočnica, motora i mjenjača motocikala i automobila, slika 3.20. [7]



Slika 3.20. Primjer metalnog matričnog kompozita s česticama – dio kočionog sustava automobila [16]

3.2.1.3 Abrazivi [7]

Brusne (slika 3.21) i rezne ploče proizvode se iz dodanih, manje ili više sitnih, vrlo tvrdih i krhkih reznih čestica aluminijevog oksida (Al_2O_3), silicij karbida (SiC) i bor nitrida (BN), povezanih staklenom ili polimernom matricom u krutu ploču. Dijamantne se čestice povezuju metalnom matricom. Kod brusnih i reznih ploča moraju i čestice i matrica biti dobro uzajamno povezane (kako se čestice opterećene silama rezanja ne bi otkidale od matrice), a njihovi udjeli takvi da istrošene čestice mogu zamijeniti nove čestice iz dubljih slojeva ploča.

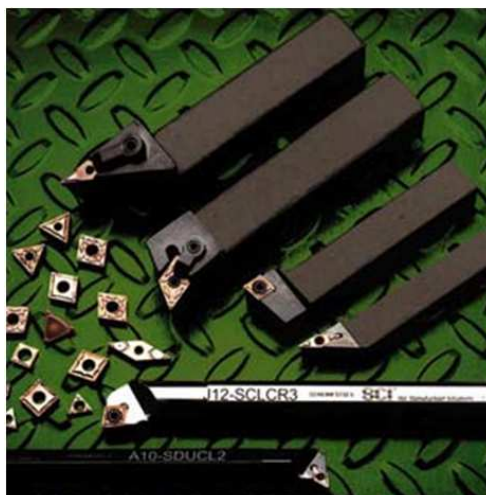


Slika 3.21. Brusna ploča [7]

3.2.1.4 Tvrđi metal [7]

Tvrde metale oblikuju čestice tvrde keramike raspršene u metalnoj matrici, na primjer čestice volfram-karbida (WC) raspršene u metalnoj matrici, na primjer kobalta (Co). Same čestice tvrde keramike su vrlo tvrde, ali krhke, te se od njih ne mogu izrađivati pločice za obradu metala rezanjem.

Pri proizvodnji volfram-karbidnih/kobaltnih pločica za rezanje metala miješaju se prahovi volfram-karbida (WC) i kobalta (Co). Oblikovana se smjesa zatim preša u kompaktne pločice koje se zatim griju iznad tališta kobalta (Co). Hlađenjem se dobiva konačni proizvod – tvrda i žilava pločica, slika 3.22.



Slika 3.22. Pločice za obradu metala rezanjem [7]

3.2.1.5 Električni kontakti [7]

Nedovoljno kvalitetni električni kontakti dijelovi (sklopke, releji) ostvaruju slabe električne kontakte, griju se, troše i iskre. Kako za izradu dovoljno kvalitetnih električnih kontaktnih dijelova nema homogenog materijala pogodnih svojstava, potrebno je oblikovati kompozit. Kompozit pogodnih svojstava se oblikuje s metalnom matricom od srebra (Ag) koja povezuje metalni dodatak – čestice volframa (W). U proizvodnji električnih kontaktnih dijelova, prvo se pod tlakom, pri visokoj temperaturi, izrađuju pločice od praha volframa (W). Pločice se zatim uranjaju u talinu srebra (Ag) koja popunjava pore.

3.2.1.6 Polimerni kompoziti s česticama

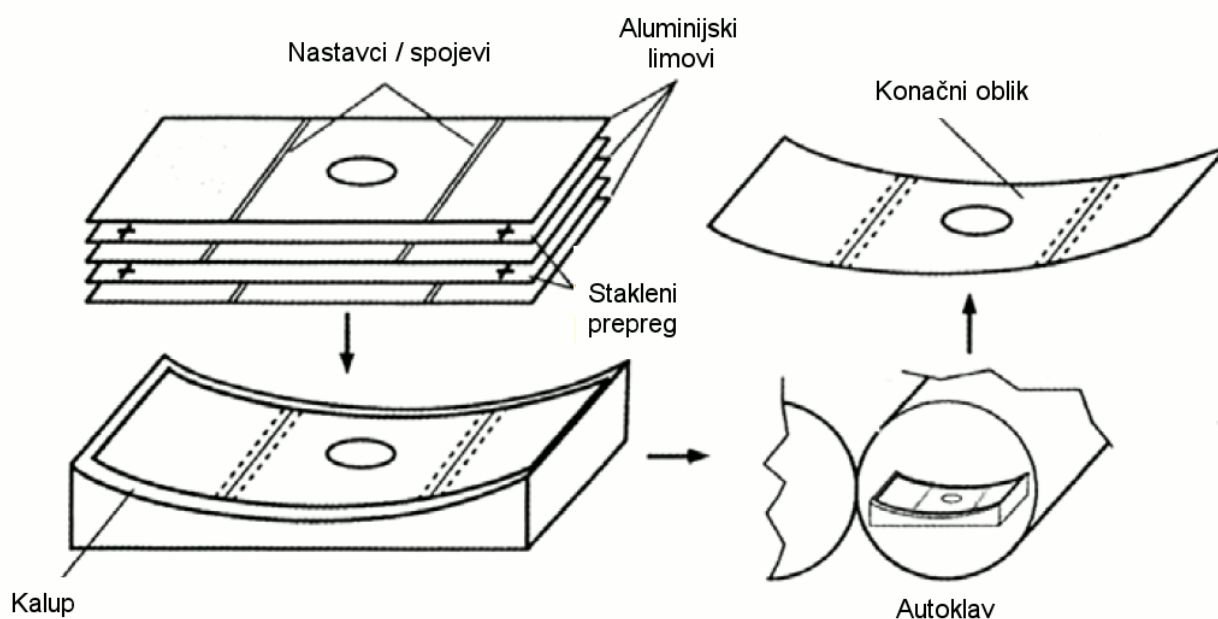
Brojni polimerni materijali koji sadrže punila te druge oblike dodataka kompoziti su s česticama. Klasičan je primjer čađa u vulkaniziranoj gumi. Kod toga se čađa pojavljuje u obliku sitnih sferoida ugljika (promjer od 5 nm do 500 nm). Čađa doprinosi čvrstoći, krutosti, tvrdoći, otpornosti trošenju, te toplinskoj postojanosti gume. Drugi je primjer polimer akrilonitril/butadien/stiren (ABS) kod kojeg kopolimer stiren/akrilonitril (SAN) tvori matricu u koju se u obliku kuglastih čestica ugrađuje elastomer butadien/stiren (BS). Elastomer poboljšava žilavost te preradljivost SAN kopolimera. Polietilen može sadržavati metal u obliku praha, npr. olovo u cilju osiguranja apsorpcije neutrona kod primjene u nuklearnoj tehnici ili broncu za postizanje električne vodljivosti, te omogućavanja galvanskog prevlačenja. [2]

Dodatkom se mogu poboljšati različita svojstva polimernih matrica, najčešće sniziti cijenu (time što smanjujemo potrebnu količinu polimera), dodatkom jeftinijih čestica kalcijeva karbonata ($CaCO_3$), silikon dioksida (SiO_2), gline ili staklenih kuglica. Takvi dodaci povisuju krutost, ali snizuju čvrstoću i duktilnost (deformabilnost). [2, 7]

3.3 Slojeviti kompozitni materijali

Slojeviti (laminatni) kompoziti ili laminati sadrže više slojeva ojačanja položenih u matricu. Laminati su, osim u vrlo specifičnim slučajevima, još uvijek anizotropni, ali razlika između svojstava za različite smjerove nije toliko značajna kao kod kompozita s jednosmjernim vlaknima. Na temelju ovog pristupa razvijaju se laminati s tako orijentiranim slojevima koji osiguravaju najbolja svojstva u smjeru djelovanja opterećenja. Time se ostvaruje ušteda na materijalu i prema tome na masi što je čimbenik od primarne važnosti u zrakoplovnoj industriji. [1]

U zrakoplovstvu se često rabe slojeviti kompoziti poznati kao “Glare” laminati (e. *GLAss-REinforced fibre metal laminate*), slika 3.23. Takvi laminati sadrže aluminijske limove dodatno ojačane staklenim vlaknima. Polaganjem preprega (staklene tkanine natopljene polimernom smolom) između aluminijskih limova dobiva se višeslojna struktura koja sadrži nekoliko redova ojačanja. [1]

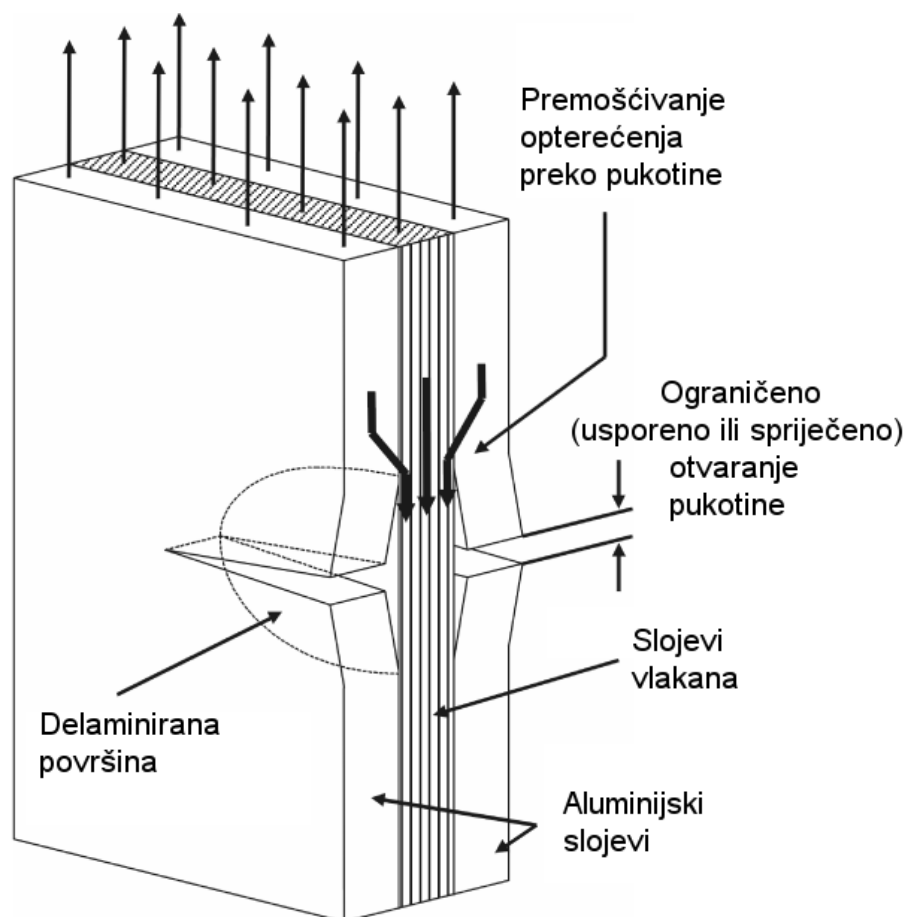


Slika 3.23. Postupak proizvodnje Glare laminata [1]

Nakon polaganja vlakana limovi se međusobno spajaju i nakon oblikovanja u kalupu materijal se izlaže povišenoj temperaturi i tlaku kako bi polimerna smola omekšala i polimerizirala čvrsto vezujući aluminijske slojeve. Mehanička svojstva takvog kompozita određena su smjerom orijentacije vlakana u pojedinim slojevima. Zato se kod ugradnje Glare laminati moraju tako

orijentirati da imaju najveću mehaničku otpornost upravo u smjeru djelovanja najvećih vanjskih opterećenja. Višeslojno ojačane Glare laminate u principu odlikuje značajno viša čvrstoća u odnosu na klasične aluminijske legure uz zadržavanje male mase. [1]

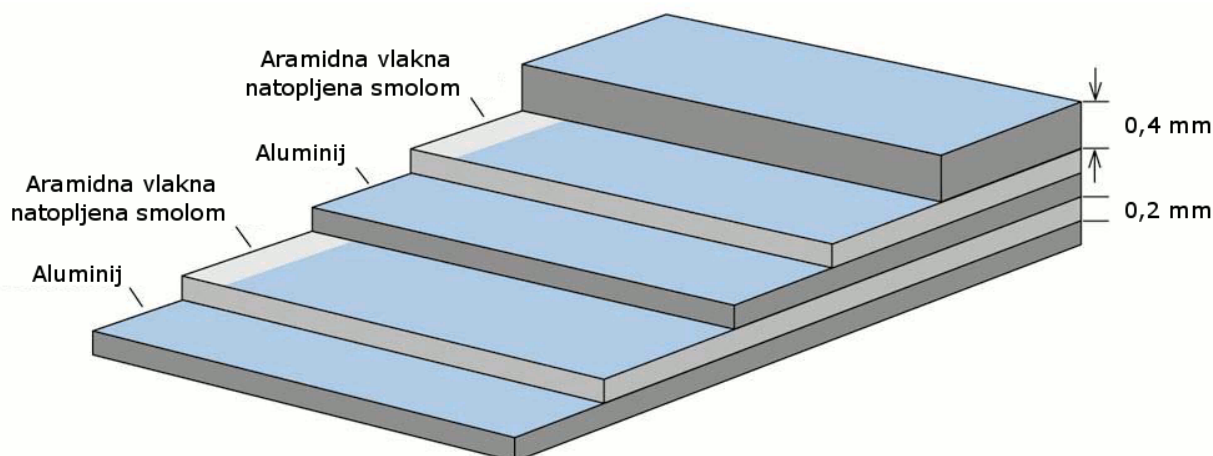
Osim veće mehaničke otpornosti Glare laminati pokazuju i poboljšanu otpornost na pukotine. Ako se u aluminijskim limovima javi pukotina snop staklenih vlakana uspješno premošćuje pukotinu i na taj način usporava ili sprječava njeno širenje, slika 3.24. [1]



Slika 3.24. Glare laminat - premošćivanje pukotine slojem staklenih vlakana [1]

Glare laminati masovno su zastupljeni u izradi Airbusova zrakoplova A380 gdje se rabe za dijelove oplata trupa zrakoplova, za bočne panele (ploče), gornje dijelove krila, te krmene dijelove trupa. Ugrađeni laminati sadrže četiri ili više aluminijska lima debljine 0,38 mm između kojih se nalazi vezni sloj smolom natopljenih staklenih vlakana. Uporabom takvih laminata ostvarena je značajna ušteda na masi zrakoplova, čak do 30 % u odnosu na klasične aluminijske legure. [1]

Još jedan od tipičnih predstavnika slojevitih kompozita, u zrakoplovstvu često korišten, je slojeviti kompozit poznat kao “Arall” laminat (e. *ARamid-ALuminum Laminate*), slika 3.25. Arall laminati sadrže aluminijske limove dodatno ojačane veznim slojem smolom natopljenih aramidnih vlakana. [8]



Slika 3.25. Arall laminat, za upotrebu u zrakoplovnoj industriji [8]

3.4 Sendvič konstrukcije

Sendvič konstrukcije sastoje se od dva čvrsta i kruta tanka vanjska sloja između kojih se nalazi materijal male mase (za popunjavanje) koji čini jezgru (trodimenzionalni dodatak - vlakna su jednodimenzionalna, slojevi dvodimenzionalni), koja je prije svega namijenjena da povisi čvrstoću i krutost pri savojnom i smičnom poprečnom, te lokalnom tlačnom opterećenju. Niti materijal za popunjavanje, niti vanjski slojevi ne trebaju biti čvrsti niti kruti, a sendvič posjeduje oba ta svojstva. Zahvaljujući maloj masi, sendvič konstrukcije odlikuje visoka specifična čvrstoća i visoka specifična krutost. [1, 2, 15]

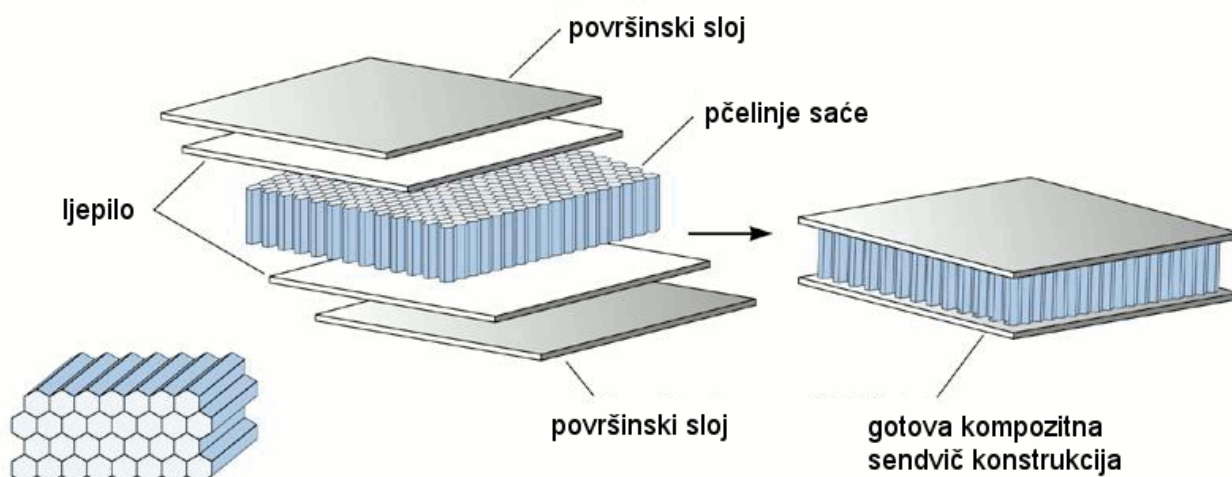
Poznat je primjer sendvič konstrukcije valoviti kartonski papir – s obje strane valovite jezgre zalijepljen je ravni papir veće debljine (karton). Niti valovita jezgra, niti površinski slojevi papira nisu kruti, ali njihova kombinacija jest. [2, 15]

Kao materijali jezgre rabe se: [1]

- polimerne pjene od poli(vinil-klorida) (PVC), polistirena (PS), poliuretana (PUR), poli(eter-imida) (PEI), akrilne pjene; primjenjuju se pjene gustoće od 40 kg/m^3 do 200 kg/m^3 i debljine od 5 mm do 50 mm;
- aluminij ili polimerni kompoziti (aramidna vlakna u kombinaciji s akrilnitril/butadien/stirenskom (ABS), polikarbonatnom (PC), polipropilenskom (PP) ili polietilenskom (PE) matricom) u izradi saća;
- drvo (balza, cedar).

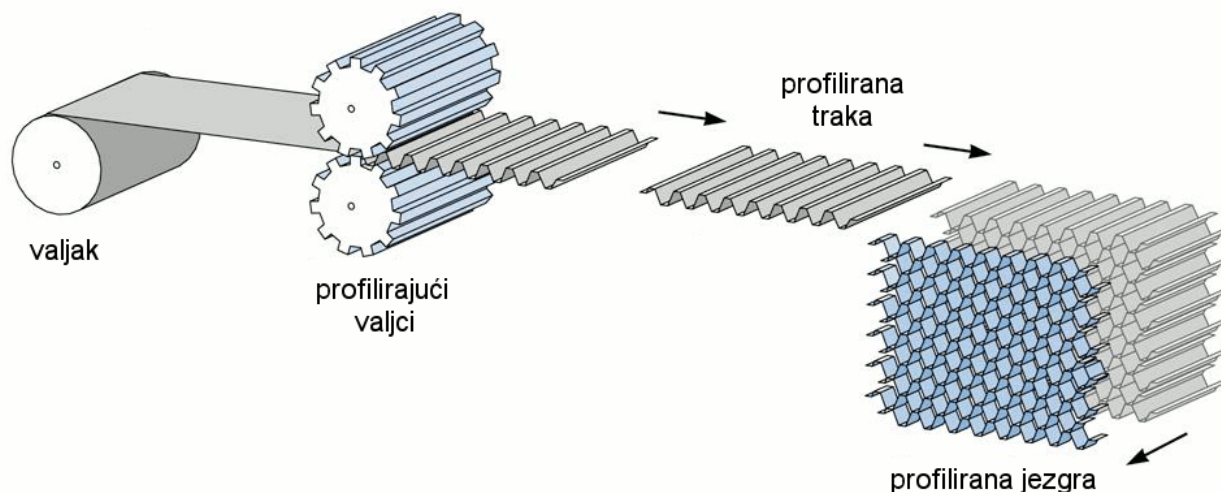
Površinski slojevi mogu biti, a često i jesu, načinjeni od materijala više čvrstoće i krutosti. Za vanjske slojeve preferiraju se legure aluminija, polimerni kompoziti ojačani vlaknima, titanove legure i čelik. [1]

U zrakoplovstvu je osobito značajna struktura sendvič konstrukcije u obliku pčelinje saće koja sadrži aluminijsku jezgru oblika saća položenu između tankih vanjskih slojeva, najčešće aluminijske folije (limova) ili laminata, slika 3.26. Time se dobiva vrlo postojan, krut, čvrst i izuzetno lagan sendvič koji je zahvaljujući svojim prednostima široko primjenjiv u izradi zrakoplovnih konstrukcija. [1]



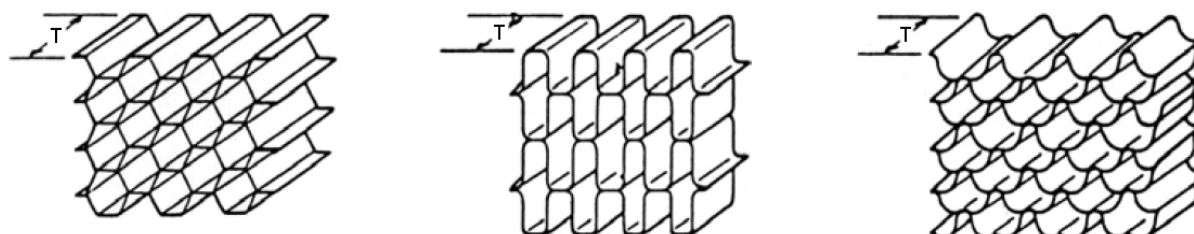
Slika 3.26. Kompozitni sendvič s jezgrom u obliku pčelinjih saća [8]

Slika 3.27 prikazuje način proizvodnje saćastih aluminijskih jezgri postupkom profiliranja. [1]



Slika 3.27. Proizvodnja sačastih aluminijskih jezgri profiliranjem [8]

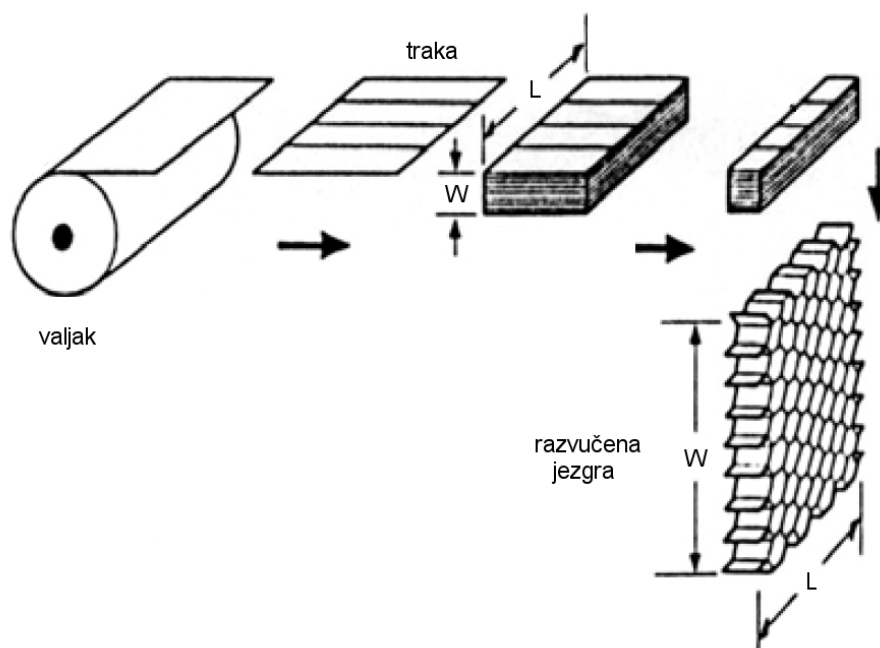
Valjane aluminijske folije ili limovi oblikuju se provlačenjem kroz profilirajuće valjke i tako profilirani međusobno spajaju tvoreći strukturu sa šesterokutno oblikovanim ćelijama. Osim heksagonskog oblika ćelija mogući su i drugi oblici ovisno već o načinu profiliranja, slika 3.28. [1]



Slika 3.28. Oblici jezgre aluminijskog kompozitnog sendviča [1]

Jezgra mora biti položena tako da je os ćelija okomita na ravninu površinskih slojeva da bi se postigla krutost u ravnini okomitoj na vanjski sloj. Sačasta jezgra se može izraditi i lijepljenjem tankih aluminijskih traka na izoliranim (pojedinačnim) mjestima. Tako povezani slojevi zatim se razvlače u određenom smjeru čime nastaje ćelijasta struktura, slika 3.29. [1]

Kompozitni sendviči sačaste aluminijske jezgre široko su primjenjivi kod oplata krila, trupa i repa zrakoplova odnosno u izradi svih onih konstrukcijskih elemenata koji moraju biti visoke čvrstoće i visoke krutosti te istovremeno male mase. Oko 100 takvih aluminijskih sendvič panela upotrebjeno je kod Airbusova zrakoplova A380 u izradi izbočenih dijelova oplata koji spajaju trup i krilo. [1]



Slika 3.29. Proizvodnja sačastih aluminijskih jezgri razvlačenjem [1]

3.5 Kompoziti s metalnom matricom

Mada su polimeri dominantni kao materijali matrice, u velikoj se mjeri koriste još i metali (MMC – *e. Metal Matrix Composites*). Radi se o kompozitima kod kojih je matrica metalna (u pravilu duktilna). Kompoziti s metalnom matricom se odlikuju iznimno dobrim mehaničkim svojstvima. Ojačavanjem metalne matrice ojačalima u obliku čestica, kontinuiranih i diskontinuiranih vlakana modificiraju se svojstva matrice i ono što je osobito značajno povisuje specifična čvrstoća i specifična krutost te poboljšava otpornost puzanju. Značajna prednost je što ovi kompoziti omogućuju upotrebu pri znatno višim radnim temperaturama (višim od 700 °C), no uz vrlo visoku cijenu proizvodnje koja je uvjetovana iznimno kompliciranim postupcima izrade (u odnosu na polimerne kompozite), pa je njihova uporaba prilično ograničena. [1, 9, 12]

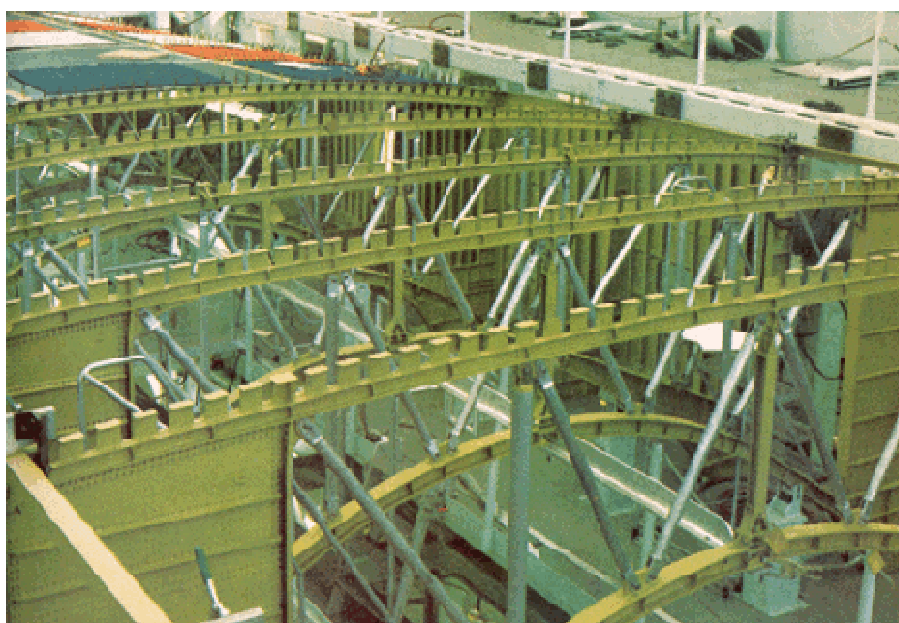
Kao materijali matrice mogu se upotrijebiti razni metali poput superlegura na bazi nikla i kobalta, titanovih legura, te lakih magnezijskih i aluminijskih legura posebno prikladnih u zrakoplovstvu. [1]

Osnovni problem pri proizvodnji je kemijska (ne)kompatibilnost metalne matrice i vlakna zbog kemijskih reakcija među njima, što i sužava broj kombinacije vlakana i matrica koje je moguće

kombinirati. Stoga su se za ojačavanje (u obliku kontinuiranih vlaknastih ojačala) metalnih matrica najbolje pokazali silicijev karbid (SiC), aluminijev oksid (Al_2O_3), aluminij (Al), bor (B), te Borsic (borovo vlakno presvučeno silicijevim karbidom). Upotreba ugljičnih vlakana je vrlo ograničena, obično na aluminijske i magnezijeve matrice, ako je izloženost visokim temperaturama minimalna. [1, 9, 12]

Prerada kompozita s metalnom matricom u načelu se sastoji od najmanje dva koraka. Prvi korak predstavlja sjedinjenje (npr. ulaganje ojačala u matricu), a drugi je oblikovanje. U tu svrhu razvijene su mnoge metode od kojih su neke prilično sofisticirane, dok se npr. metalni kompoziti s diskontinuiranim vlaknima oblikuju uobičajenim postupcima kao što su kovanje, valjanje i ekstrudiranje. [1]

Za specifične zrakoplovne primjene posebno su razvijeni metalni kompoziti s aluminijskom matricom dodatno ojačanom česticama pretežno nemetalnih materijala. Tako se primjerice aluminijska legura oznake 6061 ojačava česticama silicijeva karbida čime se postiže znatno viša krutost ($E = 230\,000\text{ N/mm}^2$) i rastezna čvrstoća ($R_m = 1480\text{ N/mm}^2$) uz samo neznatno višu gustoću ($\rho = 2930\text{ kg/m}^3$) u odnosu na klasičnu neojačanu leguru. Za potrebe zrakoplovstva ova se legura može ojačati i vlaknima bora (letjelica *Space Shuttle Orbiter*) čime se također postiže visoka krutost i čvrstoća ($E = 207\,000\text{ N/mm}^2$, $R_m = 1515\text{ N/mm}^2$), slika 3.30. [1]



Slika 3.30. Dio konstrukcije *Space Shuttle*-a napravljen od B/Al kompozita kojim se postigla ušteda u masi od 45 % u odnosu na Al legure [17]

Prednosti kompozita sa metalnom matricom su: [15]

- vrlo visoka čvrstoća i krutost uz vrlo nisku gustoću;
- visoka toplinska i električna vodljivost i niska toplinska rastezljivost;
- vrlo dobra otpornost na trošenje;
- vrlo dobra svojstva pri visokim temperaturama.

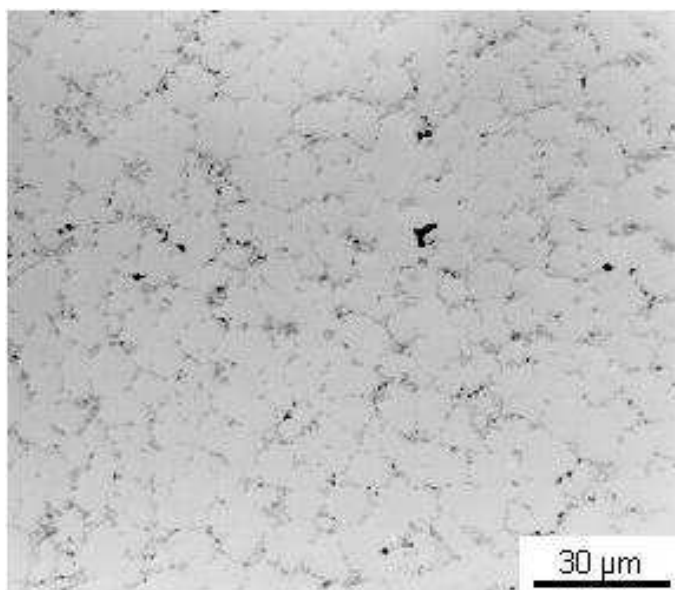
Nedostaci kompozita sa metalnom matricom su: [15]

- komplicirana proizvodnja;
- vrlo visoka cijena - cijena će padati sa širenjem primjene;
- nedovoljno podataka o svojstvima materijala;
- još uvijek nema dovoljno smjernica za konstruiranje s ovom vrstom materijala;
- loša recikličnost.

3.5.1 Kompoziti s matricom od aluminijevih legura

Može se reći kako najveći udio na tržištu MMC materijala zauzimaju kompoziti s aluminijskom matricom. Poznati su po kratici **AMC** (e. *Aluminium Matrix Composites*). Aluminij je najatraktivniji neželjezni metal matrice, posebno za uporabu u zrakoplovnoj industriji, gdje je težina strukturnih komponenata bitan čimbenik. Značajna su toplinska svojstva aluminijskih kompozita, s vodljivošću poput metala i s koeficijentom toplinskog rastezanja koji se može sniziti gotovo do nule. Talište aluminija je dovoljno visoko da zadovolji mnoge zahtjeve u primjeni, a dovoljno nisko da proizvodnju kompozita učini prihvatljivom. Razvijeno je više vrsta MMC-a na osnovi aluminija za primjenu u zrakoplovstvu. Glavni razlog dodavanja ojačala aluminiju i aluminijskim legurama je radi povišenja čvrstoće, krutosti ili otpornosti na umor, ali obično se to postiže na račun sniženja drugih svojstava kao što je istezljivost. Udio ojačanja u matrici ove vrste kompozita može iznositi i do 70 %. Aluminijska matrica može biti ojačana česticama – **PAMC** (e. *Particle-reinforced AMC*), viskerima ili kratkim vlaknima – **SFAMC** (e. *Whisker-or short fibre-reinforced AMC*), kontinuiranim vlaknima – **CFAMC** (e. *Continuous fibre-reinforced AMC*) ili pak nešto debljim nitima – **MFAMC** (e. *Mono filament-reinforced AMC*). Dodavanjem ojačanja značajno se povisuje modul elastičnosti (s 70 GPa do čak 240 GPa), čvrstoća, krutost, otpornost na trošenje, snizuje se toplinska rastezljivost i do 70 %. PAMC materijali se najčešće ojačavaju keramičkim česticama aluminijeva oksida, silicijeva karbida ili titan borida (Al_2O_3 , SiC ili TiB_2), slika 3.31. Silicijev karbid kao ojačalo u aluminijevim

kompozitima prvenstveno se bira zbog izvrsne kombinacije njegovih fizikalnih svojstava, raspoloživosti i cijene. [10, 18, 19]



Slika 3.31. Aluminij ojačan česticama titan borida (TiB_2) [10]

Silicijev karbid/aluminij (SiC_f/Al)-kompoziti imaju povišenu čvrstoću i krutost, veću otpornost na trošenje i bolju temperaturnu stabilnost u usporedbi s neočvršnutim aluminijem, a bez posljedica na masu. Nadalje, imaju manji koeficijent toplinskog rastezanja čija se vrijednost može kontrolirati promjenom udjela SiC. U usporedbi s osnovnim metalom, kompozit zadržava rasteznu čvrstoću, koju ima pri sobnoj temperaturi, pri temperaturama do 260 °C. [19]

Kao primjer CFAMC materijala treba spomenuti bor/aluminij kompozit s neprekinutim vlaknima. Ova vrsta kompozita sjedinjuje izvanrednu čvrstoću, krutost i nisku gustoću bornih vlakana s proizvodnom i inženjerskom pouzdanošću aluminijevih legura. Ukupni porast specifične krutosti (omjer modula elastičnosti i gustoće) bornih vlakana je gotovo šest puta veći u odnosu prema bilo kojem standardnom inženjerskom materijalu, uključujući čelik, aluminij, molibden i magnezij. To je prednost u sprječavanju mikrosavijanja vlakana u matrici pod tlačnim opterećenjem. Druga važna fizikalna i mehanička svojstva B/Al-kompozita su visoka električna i toplinska vodljivost, duktilnost i žilavost, negorljivost, kao i mogućnost prevlačenja, oblikovanja, spajanja i toplinske obrade. Primjena ovih kompozita uključuje cijevne vezne dijelove strukture srednjeg trupa svemirskog broda i hladne ploče u višeslojnim nosačima elektroničkih mikročipova. [19]

Ugljik/aluminij: razvoj ovih kompozita bio je potaknut šezdesetih godina prošlog stoljeća iz komercijalnih pobuda zbog čvrstih i krutih ugljičnih vlakana. Ugljična vlakna posjeduju niz svojstava uključujući modul elastičnosti do 966 GPa i negativni koeficijent toplinskog rastezanja od $-1,62 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$. Međutim, ugljik i aluminij su nepodobni metali za proizvodnju kompozita. Štetne reakcije između ugljika i aluminija, loše kvašenje ugljika rastaljenim aluminijem i oksidacija ugljika, su značajne tehničke zapreke za proizvodnju ovih kompozita. [19]

3.5.2 Kompoziti s magnezijevom matricom

Magnezijevi kompoziti razvijeni su da se iskoriste ista svojstva kao ona značajna za aluminij: visoka krutost, mala masa i nizak koeficijent toplinskog rastezanja. U stvari, izbor između aluminija i magnezija kao matrice je obično temeljen na masi odnosno korozivnoj postojanosti. Gustoća magnezija iznosi otprilike dvije trećine gustoće aluminija, ali je aktivniji u korozivnoj sredini. Magnezij ima nižu toplinsku vodljivost koja je često presudna u njegovu izboru. Sada su u razvoju tri vrste magnezijevih kompozita: kontinuirana vlakna C/Mg za svemirske konstrukcije, kratka vlakna $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mg}$ za dijelove automobilskih motora i diskontinuirana vlakna SiC ili $\text{B}_4\text{C}/\text{Mg}$ za dijelove motora i materijale u niskonaponskoj elektronici. [19]

3.5.3 Kompoziti s titanovom matricom

Titan je izabran kao metal matrice zbog njegove dobre specifične čvrstoće kod sobne i srednjih temperatura i izvanredne postojanosti prema koroziji. U usporedbi s aluminijem titan zadržava čvrstoću pri višim temperaturama. Povećana uporaba titana, kao zamjena za aluminij u gradnji zrakoplova i raketa, nastupila je kada se prešlo s podzvučnih u nadzvučne brzine. Nastojanja u razvoju titanovih kompozita otežavali su procesni problemi uzrokovani velikom reaktivnošću titana s mnogim materijalima za ojačanje. [19]

Potencijalna primjena za kontinuirano vlakno/titan-kompozite leži ponajprije u zrakoplovnoj industriji. To uključuje veći broj strukturnih komponenata zrakoplova i ventilatorske i kompresorske lopatice za moderne turbinske motore. [19]

Titanovi kompoziti s diskontinuiranim ojačalima imaju prednost u umjerenoj krutosti i čvrstoći pri povišenoj temperaturi u odnosu na neojačane titanove legure. [19]

3.5.4 Kompoziti s bakrenom matricom

Bakar ima potencijalne mogućnosti kao materijal matrice za kompozite od kojih se zahtijeva toplinska vodljivost i čvrstoća pri visokoj temperaturi, svojstva koja nadmašuju ona aluminijских kompozita. Procjenjuju se bakrovi MMC-i s kontinuiranim i diskontinuiranim ojačalima. [19]

W/Cu - kompoziti ojačani kontinuiranim volframovim vlaknima prvi put su proizvedeni u kasnim 50-ima prošlog stoljeća kao istraživački model za proučavanje ponašanja pri deformaciji, pojavi loma, žilavosti i vodljivosti u MMC-ima. Na osnovi svoje visoke čvrstoće pri temperaturama nižim od 950 °C, W/Cu - kompoziti smatraju se danas temeljnim materijalima za stijene komora za izgaranje modernih raketnih motora. [19]

C/Cu - kompoziti s kontinuiranim vlaknima dobili su poticaj razvojem ugljičnih vlakana. Bakar dobro provodi toplinu, ali ima visoku gustoću i loša mehanička svojstva pri povišenim temperaturama. Razvijena su ugljična vlakna s aksijalnom toplinskom vodljivošću, pri sobnoj temperaturi, boljom od bakra. Dodatak tih vlakana bakru snizuje gustoću, povišuje krutost, povišuje radnu temperaturu i osigurava mehanizam za oblikovanje koeficijenta toplinskog rastezanja. [19]

3.5.5 Kompoziti s matricom superlegura

Superlegure se većinom upotrebljavaju u turbinskim motorima, međutim, kompoziti s matricom od superlegura su među prvim materijalima uzetim u obzir za poboljšanu izvedbu turbina u cilju povećanja radne temperature dijelova. Kompoziti na bazi superlegura razvijani su do današnjeg stanja tijekom niza godina počevši u ranim 60-ima prošlog stoljeća. [19]

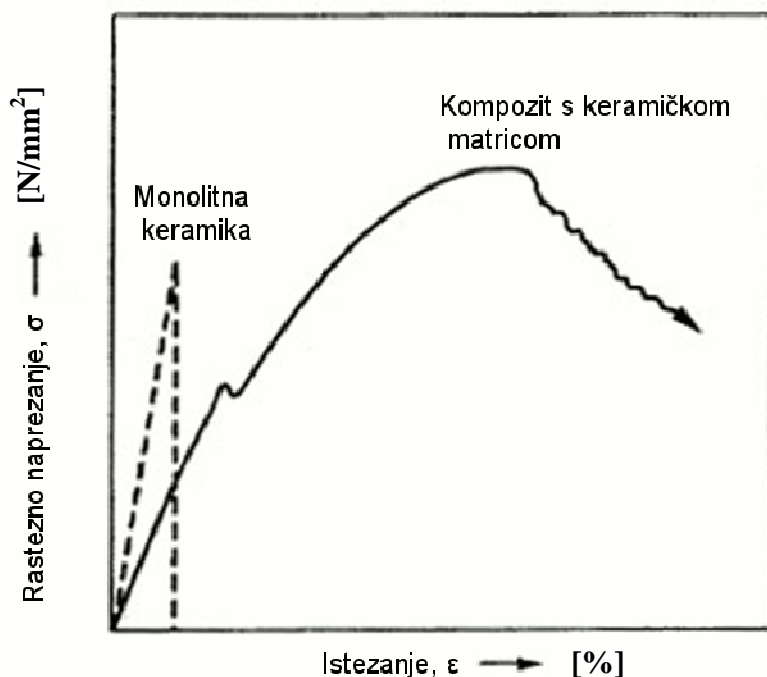
Čvrstoća pri visokim temperaturama MMC superlegura postignuta je samo ojačavanjem teškotaljivim metalima. Pod tim se podrazumijevaju vlakna volframa, molibdena, tantala i

niobija sa sastavom posebno prilagođenim toj namjeni. Najjača razvijena vlakna, volframove legure, imaju čvrstoću višu od 2070 MPa pri 1095 °C ili više nego šest puta višu od čvrstoće sada upotrebljivanih superlegura u glavnom motoru *Space Shuttle*-a. [19]

Većina ranijih radova na MMC superlegurama usmjerena je na proučavanje kompatibilnosti matrica - vlakna, koji su konačno doveli do legura matrice koje pokazuju ograničenu reakciju s vlaknima. Npr. volframova vlakna su najmanje reaktivna u matricama na osnovi željeza i mogu izdržati kratkotrajno izlaganje temperaturama i višim od 1195 °C bez primijećene reakcije. [19]

3.6 Kompoziti s keramičkom matricom

Ti kompoziti sadrže keramičku matricu dodatno ojačanu česticama ili viskerima. Keramika je općenito poznata kao materijal otporan puzanju koji zadržava dobru mehaničku otpornost pri visokim temperaturama (stabilnost pri ekstremno visokim temperaturama), te koji je iznimno postojan prema koroziji. Svojstva su i visoka tvrdoća te mala masa. Njen osnovni nedostatak je sklonost krhkom lomu zbog izrazito niske lomne žilavosti u odnosu na metale što se nastoji prevladati razvojem suvremenih keramičkih kompozita, slika 3.32. [1, 10]



Slika 3.32. Usporedba krivulja naprezanje-istezanje keramičkih kompozita s monolitnom keramikom [10]

Matrice se dijele na dvije osnovne vrste: [10]

- oksidna keramika; u ovu skupinu spadaju Al_2O_3 , SiO_2 , mulit ($\text{Al}_2\text{O}_3/\text{SiO}_2$), Ba-, Li- i Ca-aluminosilikati (oksidna keramika ima nešto bolju toplinsku i kemijsku stabilnost);
- neoksidna keramika; u ovu skupinu spadaju SiC, Si_3N_4 , BC, AlN, itd. (neoksidna keramika ima nešto bolja mehanička svojstva).

Također postoje i dvije osnovne vrste ojačanja. Prva vrsta su tzv. diskontinuirana ojačanja. U ovu skupinu spadaju čestice, viskeri, sječeni komadići vlakana itd. Za ojačanje se upotrebljavaju čestice cirkonijske oksida (ZrO_2) ili aluminijeva oksida (Al_2O_3) odnosno silicijev karbid (SiC) i silicijev nitrid (Si_3N_4) ako se radi o viskerima, itd. Smatra se kako ova ojačanja imaju nešto niža mehanička svojstva, no dobra im je strana što se kompoziti mogu proizvoditi nekim od klasičnih postupaka proizvodnje monolitne keramike, što znatno pojeftinjuje konačnu cijenu materijala. U novije vrijeme za ojačanje keramičke matrice koriste se kontinuirana vlakna. Ona imaju bolja mehanička svojstva, no dobivaju se složenijim proizvodnim postupcima što poskupljuje konačnu cijenu materijala. Vlakna se najčešće izrađuju od sljedećih materijala: Al_2O_3 , mulit ($\text{Al}_2\text{O}_3/\text{SiO}_2$), ugljik, SiC (najčešće se primjenjuje zbog visoke čvrstoće, krutosti i toplinske stabilnosti). [1, 10]

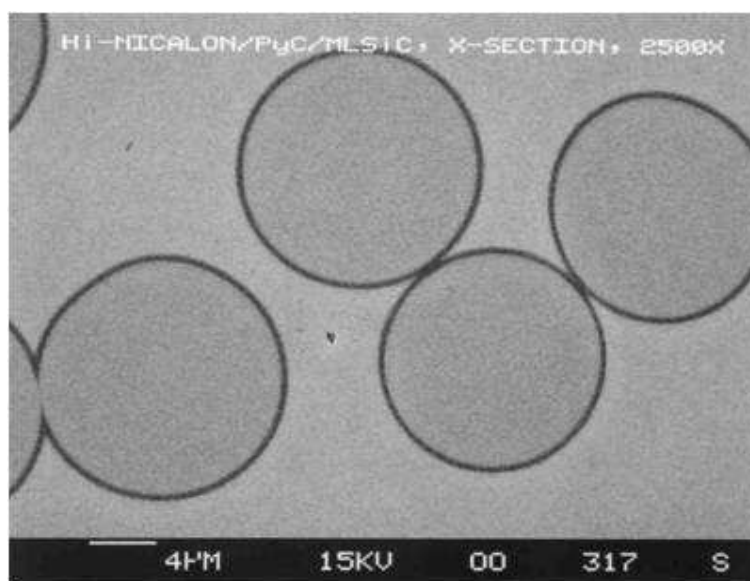
Ugradnjom čestica ili viskera jednog keramičkog materijala u matricu od druge vrste keramike lomna žilavost se može povećati i do 10 puta. To se postiže međudjelovanjem propagirajuće pukotine i ojačala pri čemu čestice ili viskeri sprečavaju napredovanje pukotine. Općenito je poznato nekoliko metoda za zaustavljanje ili usporavanje propagiranja pukotine. U slučaju keramičkih kompozita ojačanih česticama cirkonijske oksida usporavanje je posljedica naprezanjem inducirane fazne transformacije čestica ZrO_2 u neposrednoj blizini pukotine što rezultira pojavom tlačnih naprezanja pri čemu se pukotina zatvara. Kod kompozita ojačanih keramičkim viskerima usporavanje se temelji na zaobljavanju vrha pukotine, premošćivanju pukotine, apsorpiranju energije tijekom razvlačenja pri čemu se viskeri odvajaju od matrice ili dolazi do preraspodjele naprezanja u rubnim područjima pukotine. Prednost viskerima ojačanih keramika u odnosu na neojačane keramičke materijale je i znatno manje rasipanje čvrstoće materijala. Osim toga, tako ojačani keramički kompoziti izuzetno su otporni na pojavu puzanja i toplinske šokove uzrokovane naglim promjenama temperature. [1]

Kompoziti keramičke matrice proizvode se postupcima vrućeg prešanja (HP), vrućeg izostatičkog prešanja (HIP) i sinteriranja. [1]

Keramički kompoziti se primjenjuju za mehanički i tribološki opterećene dijelove izložene visokim radnim temperaturama ($> 1600\text{ }^{\circ}\text{C}$) kao što su primjerice pojedini dijelovi motora. [1]

3.6.1 Kompoziti sa SiC matricom [10]

Kompoziti sa SiC matricom (slika 3.33) su vrlo česti u industrijskoj primjeni. Najčešći oblik ojačanja koja se pritom koriste su kontinuirana vlakna. Neka od značajnih svojstava ovih kompozita su: visoka toplinska vodljivost, niska toplinska rastezljivost, mala masa, vrlo dobra postojanost prema koroziji i trošenju. Još jedno vrlo važno svojstvo koje se pripisuje ovoj vrsti kompozita je postojanost pri ekstremno visokim temperaturama ($1500\text{ }^{\circ}\text{C}$). Do toga dolazi zbog stvaranja tankog sloja oksida na površini.



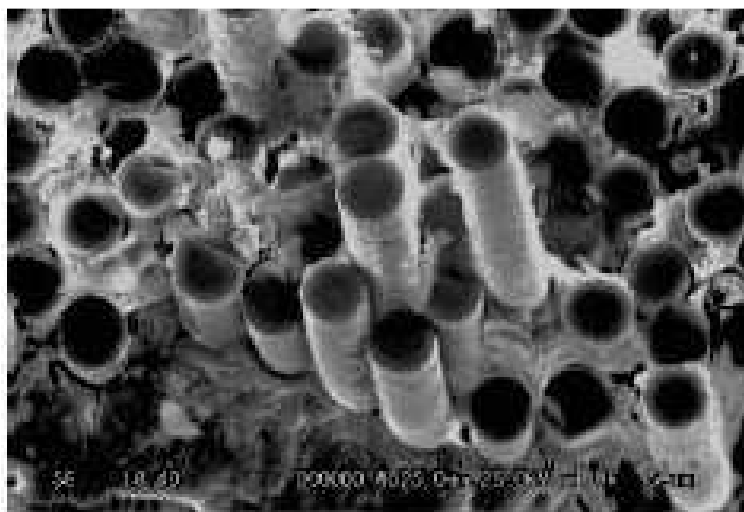
Slika 3.33. Mikrostruktura kompozita sa SiC matricom ojačanog s kontinuiranim SiC vlaknima [10]

Za ojačanje SiC matrice se vrlo često upotrebljavaju i kontinuirana ugljična vlakna. U novije vrijeme je razvijeno nekoliko relativno jednostavnih proizvodnih postupaka koji snižavaju cijenu ovog, još uvijek prilično skupog, materijala. Najštetniji dio ovih postupaka je kontakt taljevine i ugljičnih vlakana pri čemu može doći do značajnog sniženja čvrstoće i povećanja krhkosti kompozitnog materijala.

3.6.2 Kompoziti s Al_2O_3 matricom [10]

Neka od najistaknutijih svojstava jesu: visoka čvrstoća i tvrdoća, temperaturna stabilnost, otpornost na trošenje, postojanost prema koroziji pri povišenim temperaturama, povišena lomna žilavost, itd.

Vrlo često se za ojačanje Al_2O_3 matrice koriste vlakna od istog keramičkog materijala, slika 3.34. Prevlake na vlaknima su vrlo važne prilikom proizvodnje ove vrste keramičkih materijala. Smatra se kako se primjenom odgovarajućih prevlaka znatno smanjuje krhkost materijala. Neke od prevlaka koje se koriste su: ugljične prevlake, BN, CeO_2 , ZrO_2 , LaPO_4 , BaZrO_3 , itd.



Slika 3.34. Mikrostruktura kompozita s Al_2O_3 matricom i Al_2O_3 ojačanjima

3.7 Ugljik-ugljik kompoziti

Ugljik-ugljik kompoziti su, kako i samo ime govori, kompozitni materijali u kojima su matrica i ojačalo od ugljika. Radi se o relativno novim i vrlo skupim materijalima (najnapredniji i najperspektivniji inženjerski materijal). Razlog visoke cijene je u vrlo složenom postupku proizvodnje kojim se čista ugljična vlakna ugrađuju u piroliziranu ugljičnu matricu. [1, 2]

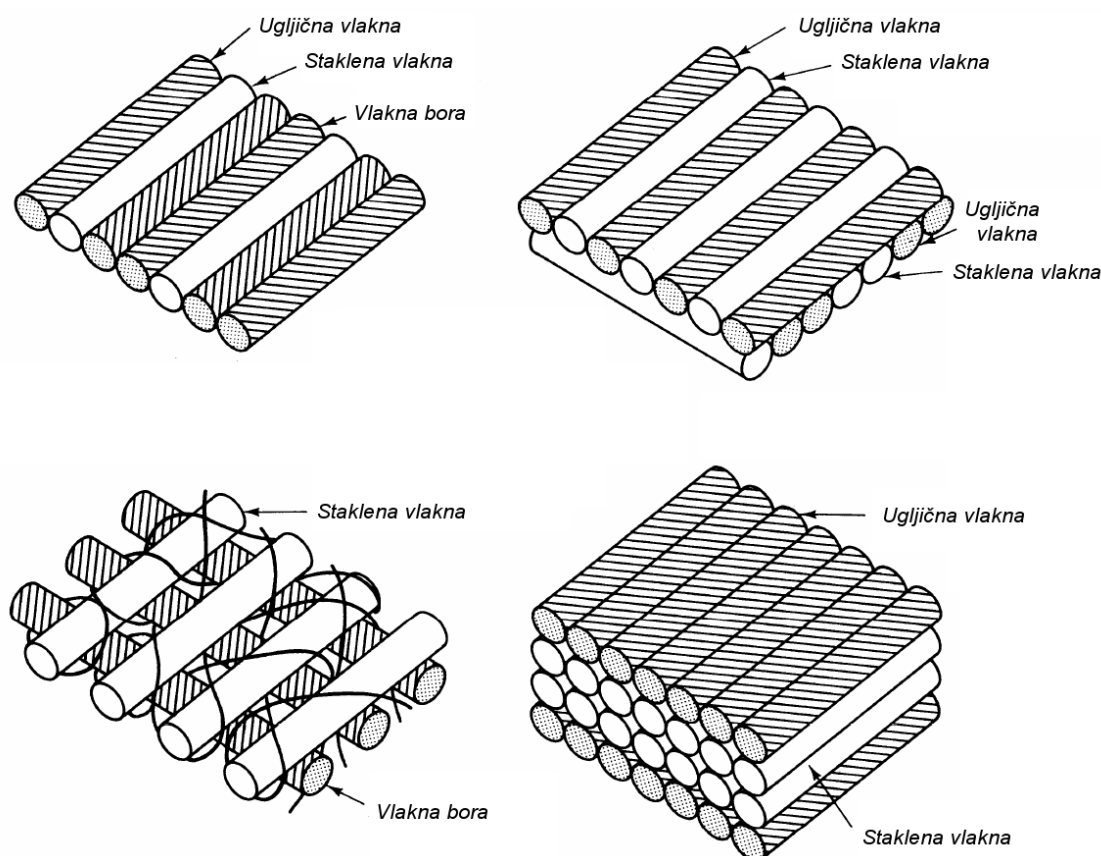
Izrazita svojstva te skupine kompozita su prije svega visoki rastezni modul elastičnosti i visoka rastezna čvrstoća (čak i pri temperaturama iznad $2000\text{ }^\circ\text{C}$), otpornost puzanju te relativno visoka lomna žilavost. Ovi materijali mogu podnijeti vrlo visoke temperature. Bez ikakvih problema

moгу biti izloženi temperaturi od 1700 °C, a kratkotrajno mogu funkcionirati i do 2700 °C. Osim toga oni pokazuju nisku toplinsku rastezljivost i visoku toplinsku vodljivost. Njihov osnovni nedostatak je sklonost oksidaciji pri visokim temperaturama. [1, 10]

Primjenjuju se u raketnim motorima i konstrukcijama suvremenih vojnih zrakoplova. [1]

3.8 Hibridni kompoziti

Hibridni kompoziti se dobivaju uporabom više vrsta vlakana, kao ojačala u jedinstvenoj matrici. Velika prednost ovakvih kompozita je znatno bolja kombinacija svojstava, nego što je to kod kompozita ojačanih samo jednom vrstom vlakana. Postoje razne kombinacije vlakana i matrica, ali ipak najčešće su ugljična i staklena vlakna u polimernoj matrici, slika 3.35. Ugljična vlakna imaju relativno visoku čvrstoću i krutost te nisku gustoću, ali i visoku cijenu koja često ograničava njihovu primjenu. Nasuprot njima staklena vlakna imaju lošija mehanička svojstva, ali im je cijena znatno povoljnija. [1]



Slika 3.35. Vrste vlakana i načini slaganja tih vlakana u matrici hibridnih kompozita [8]

Kombiniranjem spomenutih vlakana dobiva se kompozit više čvrstoće i žilavosti, te relativno povoljne cijene. [1]

Zbog vrlo velikog broja načina slaganja vlakana u matrici svojstva tih kompozita mogu biti vrlo različita. Tako, na primjer, vlakna mogu biti usmjerena u jednom smjeru ili orijentirana u različitim smjerovima, laminati se mogu slagati od različitih slojeva pri čemu je svaki sloj sastavljen od drugog tipa ojačala. [1]

Značajna primjena hibridnih kompozita susreće se kod zrakoplova Boeing gdje se koriste za izradu konstrukcijskih elemenata oplata. U tablici 3.5 navedeni su neki primjeri hibridnih kompozita i njihova svojstva. [1]

Tablica 3.5. Svojstva hibridnih kompozita [1]

Kompoziti s ugljičnim i aramidnim vlaknima	• dobra žilavost i rastezna čvrstoća od aramida;
	• dobra tlačna i rastezna čvrstoća od ugljičnih vlakana;
	• niska gustoća ali relativno visoka cijena
Kompoziti s aramidnim i staklenim vlaknima	• niska gustoća, dobra žilavost i rastezna čvrstoća od aramida;
	• dobra tlačna i rastezna čvrstoća od stakla;
	• niska cijena
Kompoziti s ugljičnim i staklenim vlaknima	• dobra tlačna i rastezna čvrstoća, krutost i niska gustoća od ugljičnih vlakana;
	• niska cijena

4. Primjeri upotrebe kompozitnih materijala u zrakoplovstvu

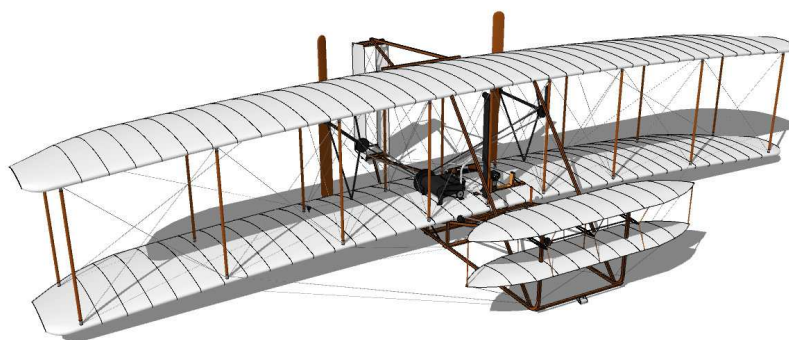
4.1 Pregled razvoja

Najstariji spomen o pokušaju letenja nalazi se u grčkoj legendi o Dedalu i Ikaru, koji su pokušali letjeti krilima sastavljenim od labudovih pera slijepljenih voskom. [1]

U 15. stoljeću pojavljuje se u povijesti zrakoplovstva čuveni talijanski umjetnik Leonardo da Vinci koji je skicirao više različitih konstrukcija letećih naprava i konstrukciju prvog padobrana. [1]

U 18. i 19. stoljeću dolazi do razvoja aerostatičkih konstrukcija, odnosno balona, koji su vladali približno 150 godina sve do početka 20. stoljeća. [1]

Sa napretkom znanosti i razvojem industrije počinju se javljati pokušaji izvedbe aerodinamičkog zrakoplova i postavljaju osnove aerodinamike. Braću Orvillea i Wilbura Wrighta povijest pamti kao pionire zrakoplovstva koji su 17. prosinca 1903. godine izveli prvi upravljani let zrakoplovom na motorni pogon. U letu koji je trajao samo 12 sekundi preletjeli su tada fantastičnih 37 metara. Zrakoplov Flyer imao je raspon krila od 12 m, površinu krila od 47 m² i težio je 283 kg. Bio je načinjen od tradicionalnih materijala, čvrstih i krutih vrsta drva: jasena i bijele omorike te čeličnih žica i cijevi, lake aluminijske legure, a za izmjenjivač topline uporabljen je kositar, slika 4.1. [1]



Slika 4.1. Zrakoplov Flyer [20]

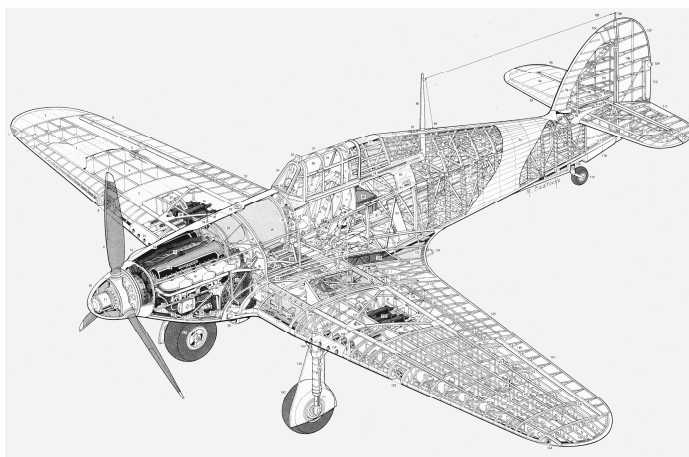
O izumu braće Wright Bill Gates je rekao sljedeće: “Braća Wright tvorci su najveće kulturne moći od vremena izuma pisma. Zrakoplov Flyer bio je prvi World Wide Web, povezao i zbližio ljude, jezike, ideje i vrijednosti.” Zrakoplov Flyer danas se nalazi izložen u *Nacionalnom zrakoplovnom i svemirskom muzeju* zaklade *Smithsonian* u Washingtonu. [1]

Sljedećih nekoliko godina težište zrakoplovnih aktivnosti prenosi se u Francusku gdje je Henri Farman načinio ozbiljan iskorak prema daljnjem razvitku zrakoplova preletjevši unaprijed određenu rutu. Kada je kratko vrijeme iza toga Louis Bleriot 1908. godine uspio planski preletjeti kanal između Francuske i Engleske razbijene su sve sumnje u vrijednost zrakoplova kao prometnog sredstva budućnosti. [1]

Općeniti značaj zrakoplova i mogućnost praktične primjene prvo je uočen u vojnoj industriji. Tijekom Prvog svjetskog rata uloženi su veliki naponi u daljnje usavršavanje, te je u tom razdoblju brzina zrakoplova porasla preko 2 puta, a snaga motora za oko 4 puta. [1]

Između dva rata razvoj se odvijao u više etapa od kojih su najvažnije: prijelaz na metalnu konstrukciju sa slobodno nosećim krilom, primjena metalnih elisa, uvlačenje stajnog mehanizma i dr. [1]

U razdoblju Drugog svjetskog rata potvrđena je značajna uloga zrakoplova kao vojnog oružja i u toku tih pet godina razvoj je bio neusporedivo brži nego u doba mira. U zrakoplove se ugrađuju različiti materijali, od kojih neke susrećemo i danas, poboljšanih karakteristika. Tipični predstavnik zrakoplova tog vremena je engleski lovac Hawker Hurricane (slika 4.2) s rasponom krila od 11,27 m, duljinom 9,75 m, visinom 2,65 m, masom od 3495 kg te snagom motora 1650 KS i najvišom brzinom 510 km/h. [1]



Slika 4.2. Hawker Hurricane Mark I [21]

Trup zrakoplova načinjen je u obliku rešetkaste konstrukcije od okruglih čeličnih cijevi sa djelomično žičanim zategama, a spojevi su ostvareni zakovicama. Krila su prvotno bila od čeličnih rebara i duraluminijskih elemenata, prevučena lanenim platnom. Platno se upotrebljavalo i kao obloga trupa zrakoplova te na njegovim repnim površinama. Vanjske platnene površine premazivale su se posebnim premazom na bazi acetil-celuloze rastvorene u acetonu čime se povisila čvrstoća. Kasnije se prešlo na uobičajenu koncepciju krila izvedenog u potpunosti od lake aluminijske legure i prekrivenog metalnim pločama. [1]

Zrakoplov Hornet F.Mk.1 (slika 4.3) predstavlja primjer uspješne konstrukcijske izvedbe kombiniranom primjenom drveta i metala u dijelovima poput trupa i krila. [1]



Slika 4.3. Hornet F.Mk.1 [1]

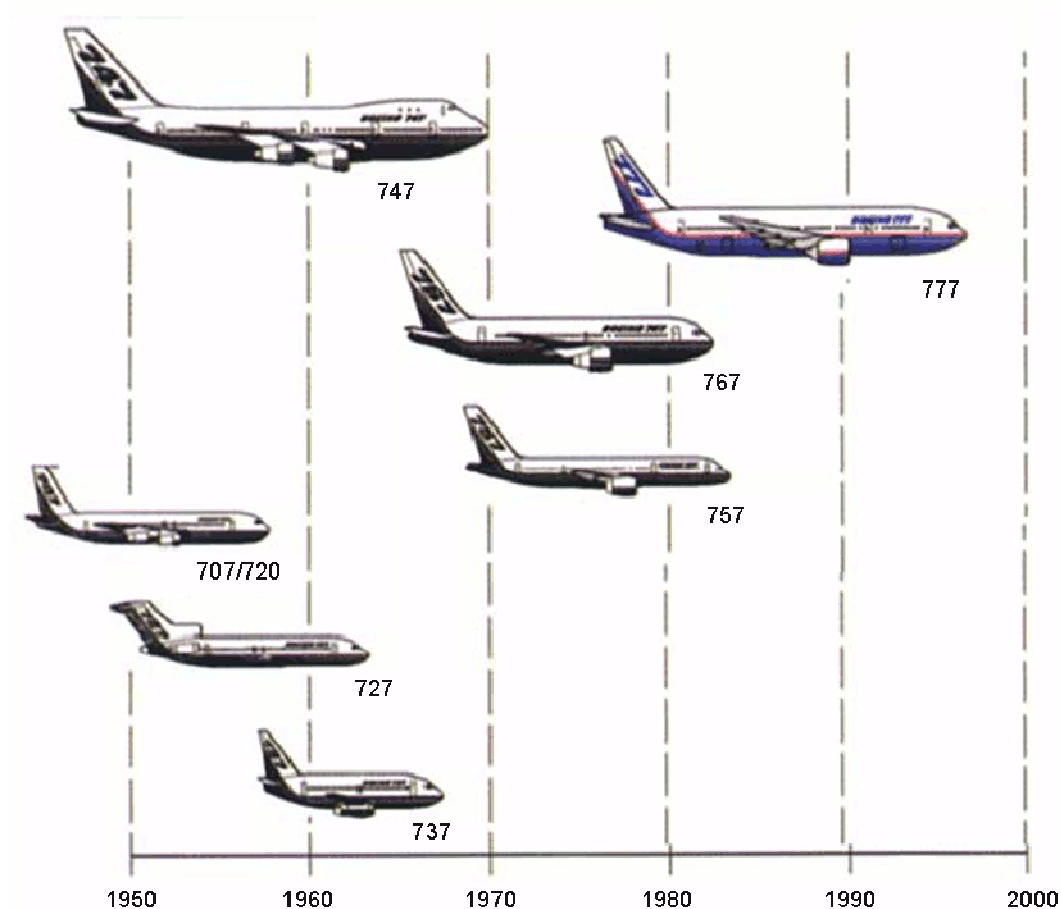
Trup zrakoplova izveden je od potpuno noseće vanjske oplata bez unutarnjeg kostura, koja se sastojala od dva sloja drvene ljepenke između kojih se nalazilo lako drvo balza debljine 15 mm. Krila su načinjena od drvenih rebara na koje su naliježljivi metalni nosači. Donji pokrov krila bio je metalan, a gornji od drva i to od dva sloja drvene ljepenke između kojih su posložene drvene letvice slično konstrukciji panel ploča. Sve veze između drva i metala ostvarene su uporabom sintetičkih ljepila. [1]

Motori zrakoplova tog vremena prvotno su bili od sivog lijeva, a kasnije od aluminijske legure. Time se uspješno reducirala težina zrakoplova i ostvarilo bolje odvođenje topline. [1]

Spremnici goriva najčešće su rađeni od aluminijskog lima prevučenog specijalnim omotačem od gume koji je imao funkciju stezanja rupe nastale prošupljivanjem spremnika i time onemogućiti jače curenje goriva. [1]

Poslije Drugog svjetskog rata otpočinje razvoj civilnog zrakoplovstva. Neki od putničkih zrakoplova tog vremena još i danas, nakon dugog niza godina, uspješno lete. [1]

Na slici 4.4 prikazana je kronologija razvoja zrakoplova Boeing.



Slika 4.4. Kronološki slijed zrakoplova Boeing [1]

Jedan on najpoznatijih putničkih aviona na mlazni pogon Boeing 707, razvijen 50-tih godina 20. stoljeća, još i danas nalazi se u uporabi zahvaljujući pouzdanosti i trajnosti ugrađenih materijala. Ovaj zrakoplov, kao i kasnije razvijen Boeing 727 i širokotrupni Boeing 747, te donedavno najmoderniji Boeing serije 777 bazirani su prvenstveno na uporabi lakih aluminijskih legura visoke čvrstoće i niske gustoće. Kako su aluminijske legure vremenom bivale sve bolje i kvalitetnije zrakoplovi su postajali veći i lakši i mogli primati sve više putnika što je pogodovalo

troškovnoj isplativosti. Zahvaljujući kontinuiranom razvoju aluminijskih materijala i primjeni suvremenih materijala poput kompozita na primjeru zrakoplova Boeing 777, a kasnije još više u slučaju Boeinga 787 ostvarene su visoke uporabne karakteristike u pogledu brzine, nosivosti, veličine, težine, sigurnosti i trajnosti. [1]

Danas zrakoplovna industrija teži ne samo poboljšavanju postojećih materijala već i razvoju novih s optimalnim svojstvima za određenu primjenu. Jedan od takvih suvremenih materijala svakako su i kompoziti. Zahvaljujući ciljanom projektiranju kompozita koji svojim svojstvima uspješno udovoljavaju složenim eksploatacijskim zahtjevima primjena ovih materijala u stalnom je uzletu. Prvi predstavnici kompozitnih materijala bili su polimeri ojačani staklenim vlaknima koji su se prvotno koristili za manje opterećene elemente zrakoplova, ali zahvaljujući kontinuiranom napretku počinju se rabiti i za složenije konstrukcijske elemente poput oplata krila i trupa zrakoplova. [1]

Jedna od prvih primjena kompozitnih materijala u zrakoplovstvu zabilježena je prije 40 godina kod borbenih zrakoplova Grumman F-14 Tomcat (slika 4.5) i McDonnell Douglas F-15 Eagle (slika 4.6). Vlaknima ojačana polimerna smola koristila se za izradu oplata repnog kormila. Početno je maseni udjel kompozita bio vrlo mali tako da je kod zrakoplova Grumman F-14 Tomcat iz 1970. godine on iznosio samo oko 1 %. [1]



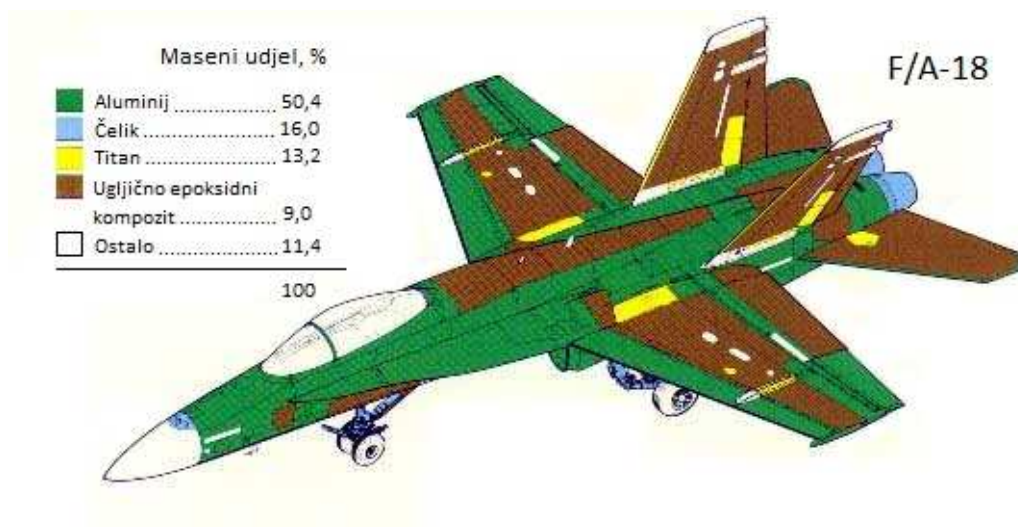
Slika 4.5. Grumman F-14 Tomcat [22]



Slika 4.6. McDonnell Douglas F-15 Eagle [23]

Osam godina kasnije uporaba kompozita toliko je porasla da je njihov udjel narastao na skoro 19 % kod zrakoplova McDonnell Douglas F/A-18 Hornet, slika 4.7. Trup, krila i repna struktura ovog zrakoplova najvećim dijelom su izvedeni od kompozita epoksidne matrice i ugljičnog ojačanja. [1]

Osim kompozitnih materijala uporabljene su i očvrsnute aluminijske legure, čelični materijali te legure na bazi titana. [1]



Slika 4.7. Konstrukcijski materijali zrakoplova F/A-18 [24]

Udjeli pojedinih skupina materijala s vremenom su se mijenjali na račun povećane potrošnje kompozita i titanovih materijala te istovremenog smanjenja potreba za aluminijskim legurama. [1]

Kod zrakoplova Lockheed Martin F-22 Raptor (slika 4.8) iz 1990. godine kompozitni materijali masovno su korišteni u izradi oplata krila i oplata trupa tako da čine 24 % ukupne mase konstrukcije zrakoplova. Visoko opterećeni elementi trupa i okvira izvedeni su od titanovih legura, staljni trap građen je od visokočvrstog čelika, a repne površine od kompozitnih panela aluminijske jezgre. [1]



Slika 4.8. Lockheed Martin F-22 Raptor [25]

Na primjeru "nevidljivog" bombardera B-2 (slika 4.9) kompozitni materijali su uspješno primijenjeni u proizvodnji primarnih konstrukcijskih elemenata i na taj je način anulirana nešto veća masa letjelice nastala prevlačenjem oplata specijalnim materijalom koji apsorbira radarsko zračenje. [1]



Slika 4.9. Northrop Grumman B-2 Spirit [26]

Zahvaljujući svojim prednostima kompoziti su našli svoje mjesto i u civilnom zrakoplovstvu. Prva značajnija uporaba zabilježena je 1983. godine i to kod Airbusovih putničkih zrakoplova A300 i A310 gdje se polimerni kompozit prvotno koristio u izradi kormila, a dvije godine kasnije i za repni vertikalni stabilizator, slika 4.10. [1]

Kod Airbusa A320 (slika 4.11) od kompozita je građena cijela repna struktura te brojni drugi konstrukcijski elementi uključivo i podnu oblogu (staklenim vlaknima ojačan polimer). Kompozitni materijali ukupno čine 28 % mase zrakoplova što je osim značajne uštede na masi omogućilo i kraće vrijeme proizvodnje te manju osjetljivost na različite oblike oštećenja. [1]



Slika 4.10. Airbus A300 [27]



Slika 4.11. Airbus A320 [28]

4.2 Airbus A380

4.2.1 Općenito

Airbus A380 (slika 4.12) je dvopalubni, širokotrupni, četveromotorni putnički zrakoplov kojeg proizvodi europska korporacija *Airbus*, podružnica zrakoplovne korporacije *EADS*. S kapacitetom od 525 do 853 putnika i maksimalnom masom od 590 tona, najveći je putnički zrakoplov na svijetu. Prvi je puta poletio 27. travnja 2005. u Toulouseu u Francuskoj, dok je prvi komercijalni let za kompaniju *Singapore Airlines* obavio 27. listopada 2007., na letu Singapur-Sydney. Za vrijeme razvoja bio je poznat kao *Airbus A3XX*, dok se danas često koristi i nadimak *Superjumbo*. [29]



Slika 4.12. Airbus A380 [29]

Gornja paluba proteže se skoro cijelom dužinom trupa, te je široka kao širokotrupni zrakoplov. To omogućuje kabinu s 50 % više prostora u odnosu na drugi najveći putnički avion, Boeing 747-400, s 525 mjesta u standardnoj konfiguraciji tri klase, ili do 853 mjesta u konfiguraciji s jednom, ekonomskom klasom. A380 proizvodi se u putničkoj i teretnoj verziji. Putnička verzija, A380-800, najveći je putnički zrakoplov, no kraćeg je trupa u odnosu na drugi najveći Airbusov avion, Airbus A340-600. Teretna verzija, A380-800F, jedan je od najvećih teretnih zrakoplova, čiju nosivost nadmašuje samo Antonov An-225. A380-800 dizajniran je za dolet od 15 200 km (8200 nmi), dovoljno za let od Bostona do Hong Konga pri brzini krstarenja od 0,85 Macha (oko

900 km/h na visini krstarenja). Također, to je i prvi komercijalni mlažnjak koji može koristiti GTL (e. *Gas-to-liquid*) sintetičko gorivo. [29]

4.2.2 Materijali

Danas su kompoziti široko zastupljeni u proizvodnji novog Airbusa A380 gdje se rabe za gornje i donje panele oplata zrakoplova, za potpornje krila, nosače poda gornjeg kata (palube) te čitav niz drugih konstrukcijskih elemenata. Osim polimernih kompozita primijenjeni su i tzv. “Glare” laminati (e. *GLAss-REinforced fibre metal laminate* - metalni kompozit (aluminij) ojačan staklenim vlaknima), metalni kompoziti koji se sastoje od aluminijskih limova dodatno ojačanih staklenim vlaknima. [1]

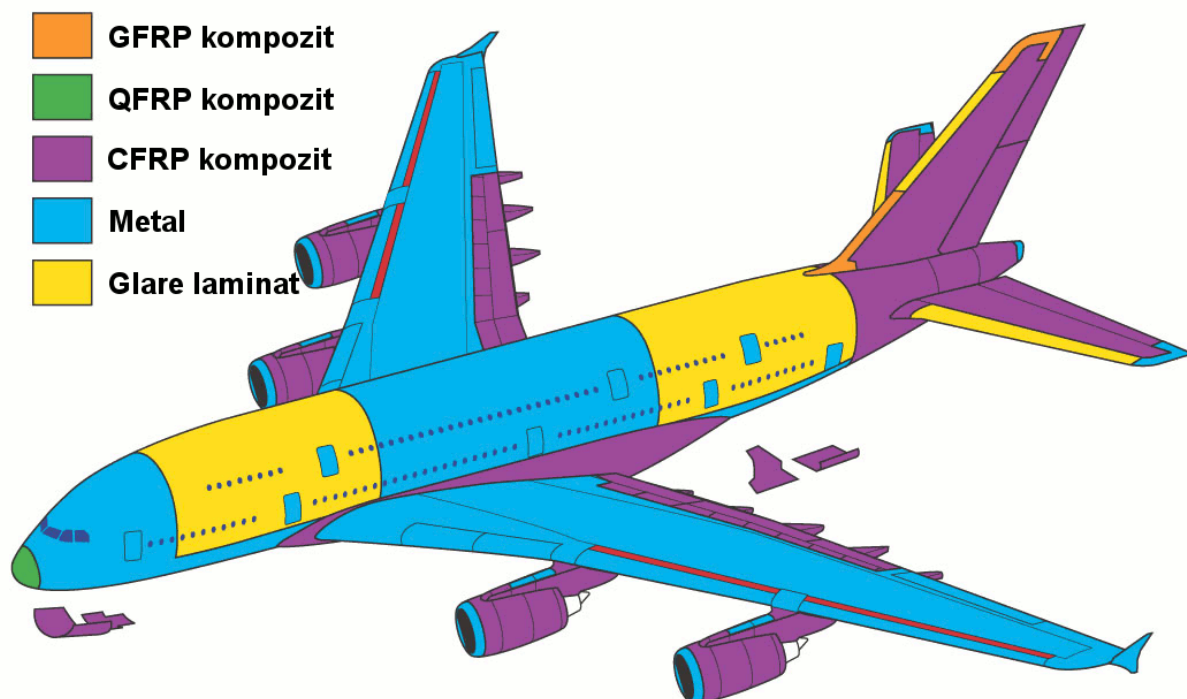
Dok je većina trupa izrađena od aluminija, kompozitni materijali sadrže više od 20 % mase strukture zrakoplova. Ne uključujući motore ili podvozje, za izradu zrakoplova, gledajući prema udjelu kompozita u ukupnoj masi zrakoplova, korišteno je više takvih materijala nego na bilo kojem prethodnom Airbusu, sa udjelom u ukupnoj masi od 22 %. Gledajući brojčano udjele, u ukupnoj masi, ostalih materijala korištenih za izradu zrakoplova A380, 61 % je aluminij, 10 % titan i čelik, 3 % Glare, 2 % boja i osnovni premaz (e. *primer*) i 2 % su različiti ostali materijali (guma, plastika, itd.). [29, 30]

U izradi krila, dijelova trupa (kao podvozje i stražnji dio trupa), repnih površina i vrata obilno su korišteni polimerni kompoziti ojačani ugljičnim, staklenim ili kvarcnim vlaknima. A380 je prvi putnički zrakoplov sa središnjom kutijom krila izrađenom od polimernog kompozita ojačanog ugljičnim vlaknima, kao i prvi zrakoplov s blago oblikovanim poprečnim presjekom krila, dok su krila ostalih zrakoplova podijeljena širinom raspona na odjeljke. Takav razvijeni, neprekidni presjek usavršava aerodinamičku efikasnost. U izradi predkrilaca korišteni su plastomeri, dok je za gornji dio trupa i napadne rubove stabilizatora korišten Glare, metalni laminat ojačan staklenim vlaknima. Takav je aluminijski, stakleno-vlaknasti laminat manje mase te posjeduje bolja antikorozijska svojstva i otpornost na udarce u odnosu na konvencionalne aluminijske legure korištene u zrakoplovstvu. Za razliku od ranijih kompozitnih materijala, može se popravljati konvencionalnim postupcima popravaka aluminija. Također su korištene nove legure aluminija koje se mogu zavarivati, što omogućuje obilno korištenje laserskog zavarivanja koje zamjenjuje zakovice te strukturu čini lakšom i čvršćom. [29, 30]

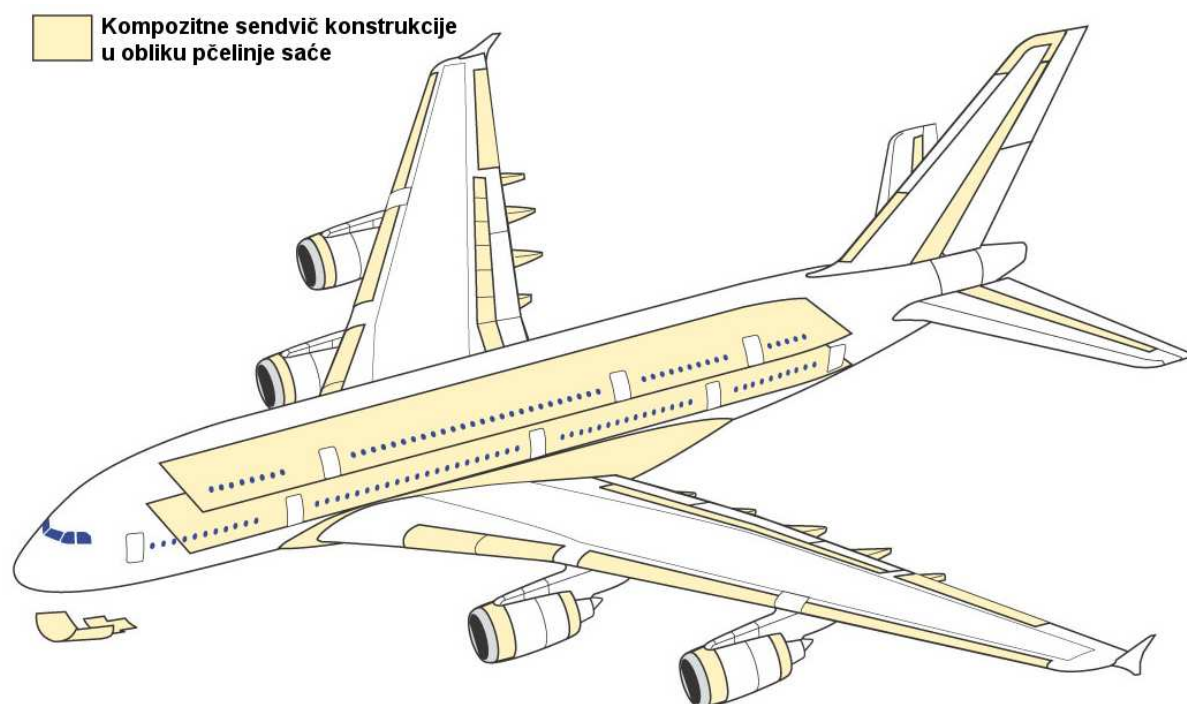
Napredniji materijali su korišteni kako bi se projekt usmjerio i zadržao na pravom putu prema cilju vezanom za ukupnu masu zrakoplova, koji je iznosio 243 170 kg maksimalne mase praznog zrakoplova za verziju A380-840 zrakoplova pogonjenu Rolls-Royce Trent 970 motorima, odnosno 243 150 kg za verziju 860 modela zrakoplova pogonjenu motorima Engine Alliance GP7270. Najdramatičniji promjena je bila odluka u prosincu 2001. g. o korištenju Glare kompozita za najveći dio gornjeg dijela oplata trupa Airbusa A380. U odnosu na konvencionalne aluminijske legure korištenje Glare laminata pruža uštedu od 10 % u masi, ali što je značajnije, još veću sigurnost, jer čak ako se i pojavi pukotina u takvom materijalu, njena propagacija (napredovanje) je izrazito spora. Robusniji i izdržljiviji od bilo kojeg do sada izgrađenog modela Airbusa, A380 je konstruiran sa ciljem (vezanim uz eksploataciju zrakoplova) od 19 000 ciklusa leta, 140 000 sati naleta ili 25 godina eksploatacije, što god se od tih kriterija prvo dostigne. [30]

Slike 4.13 i 4.14 prikazuju najznačajnije kompozitne materijale korištene u izradi Airbusa A380: [9, 30]

- **Glare laminat** (e. *GLAss-REinforced fibre metal laminate*) - metalni kompozit ojačan staklenim vlaknima;
- **GFRP kompozit** (e. *Glass Fiber Reinforced Plastic composite*) - polimerni kompozit ojačan staklenim vlaknima;
- **QFRP kompozit** (e. *Quartz Fiber Reinforced Plastic composite*) - polimerni kompozit ojačan vlaknima kvarca;
- **CFRP kompozit** (e. *Carbon Fiber Reinforced Plastic composite*) - polimerni kompozit ojačan ugljičnim vlaknima;
- **Sendvič kompoziti** (e. *Honeycomb*) – kompozitne sendvič konstrukcije u obliku pčelinje saće.



Slika 4.13. Pregled konstrukcijskih materijala korištenih na zrakoplovu Airbus A380 [9, 30]



Slika 4.14. Primjena kompozitnih sendvič konstrukcija u obliku pčelinje saće na zrakoplovu Airbus A380 [30]

4.2.3 Karakteristike Glare laminata

Glare laminati, su metalni kompoziti koji se sastoje od aluminijskih limova dodatno ojačanih staklenim vlaknima. [1]

Njegova svojstva su kompromis između konvencionalnih aluminijskih legura i polimernih kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima (CFRP). [31]

Otpornost Glare laminata na zamor materijala i oštećenja je superiornija u odnosu na otpornost aluminijske. Energija potrebna za stvaranje udubljenja (prethodno zacrtane dubine) je puno veća nego što je potrebna za stvaranje jednakog udubljenja u aluminiju. Kod takvih laminata pukotina se pojavljuje ranije, ali njezino daljnje širenje (propagacija) je jako usporeno (pukotina je zaustavljena na svakom sloju staklenih vlakana). Kao rezultat toga, širenje je tako sporo da pukotina ne može doseći kritičnu veličinu kroz cijeli životni vijek zrakoplova u službi. Zbog svoje visoke otpornosti na udarce, napadni rubovi horizontalnog i vertikalnog stabilizatora (napadni rubovi repnog dijela – e. *empennage*) su napravljeni od Glare laminata. Korozija, također, je zaustavljena sendvič strukturom. Ispitivanja su pokazala da je korozija zaustavljena na prvom sloju staklenih vlakana, dok, u istim uvjetima, korozija prolazi, po debljini, kroz aluminij. [31]

Definirano je nekoliko vrsta Glare laminata. Oni prvenstveno zavise o rasporedu slojeva staklenih vlakana. Na primjer, laminati sa slojevima usmjerenim pod kutom 45 stupnjeva u svakom smjeru pogodni su za pojačanje vrata i područje vrata. [31]

Glare je odabran kao materijal izrade prednjih i stražnjih sekcija gornjeg dijela trupa zbog karakteristika glede zamora materijala i tolerantnosti na oštećenja. Aluminij je izabran kao materijal izrade središnjeg dijela, jer je središnji dio pod većim statičkim opterećenjem, zbog prisutnosti krila. [31]

Na mjestima gdje se koristi Glare, polimerni kompozit ojačani ugljičnim vlaknima (CFRP) je također opcija. CFRP je lakši materijal u odnosu na Glare te su njegova svojstva, osobito u pogledu otpornosti na zamor materijala, vrlo bliske onima koje ima Glare. Međutim, trošak proizvodnje polimernog kompozita ojačanog ugljičnim vlaknima (CFRP) je veći. I, najvažnije,

zaključeno je da još nije vrijeme za upotrebu CFRP-a na panelima trupa, zbog manjka praktičnih iskustava glede eksploatacije takvih kompozita. [31]

4.2.4 Kontrola i popravci Glare laminata

Kako je Glare novi materijal, novi postupci (programi) inspekcije su postavljeni. To utječe na prve godine eksploatacije Airbus-a A380. Ove inspekcije će biti dodane postojećim programima redovnog održavanja. Glare laminati zahtijevaju manje inspekcija od konvencionalnih aluminijskih legura te nakon popravka takvih laminata, nikakvi dodatni specifični pregledi nisu potrebni. [31]

Nakon oštećenja na Glare laminatu, vizualni pregled omogućava prvu procjenu mjera štete. Dakle, takav postupak ne zahtijeva posebne vještine, osim onih već potrebnih za vizualne inspekcije aluminijskih panela. Ako je potrebno, u slučaju vrlo velikog udarnog oštećenja, ultrazvučni pregled je moguć kao što je moguć i na aluminijskim panelima. [31]

U kalendarskom vremenu, temeljna održavanja bi trebala biti obavljena svakih mjesec i pol dana ili nakon 750 sati leta, manja održavanja svaka 24 mjeseca, srednja svakih šest godina, a glavno održavanje svakih 12 godina. Potonja dva najveća održavanja su napredak u odnosu na prethodnih pet i deset godina. [31]

4.3 Boeing 787 Dreamliner

4.3.1 Općenito

Kao najbolji primjer opsežnog korištenja novih materijala razvijenih upravo za potrebe zrakoplovstva svakako treba istaknuti i novi Boeing 787 Dreamliner, slika 4.15. [1]



Slika 4.15. Boeing 787 Dreamliner [32]

Boeing 787 Dreamliner je američki širokotrupni avion srednje veličine, kojeg razvija *Boeing Commercial Airplanes*. Pokreću ga dva turbofan motora snage (ovisno o izvedbi) od 236 kN do 311 kN. Avion može prevoziti, ovisno o klasi i razmještanju sjedišta, od 210 do 330 putnika i ima dolet do 13 680 kilometara. Boeing 787 je najekonomičniji zrakoplov izrađen do sada, s potrošnjom goriva i do 20 % manjom od ostalih zrakoplova u klasi. [32, 33]

Zrakoplov je prvi put predstavljen javnosti 6. srpnja 2007. u Everettu (u američkoj saveznoj državi Washington), Boeingovoj tvornici 40 km sjeverno od Seattlea. Prvi komercijalni letovi koji su bili predviđeni za svibanj 2008. godine bili su odgođeni radi kašnjenja u proizvodnji.

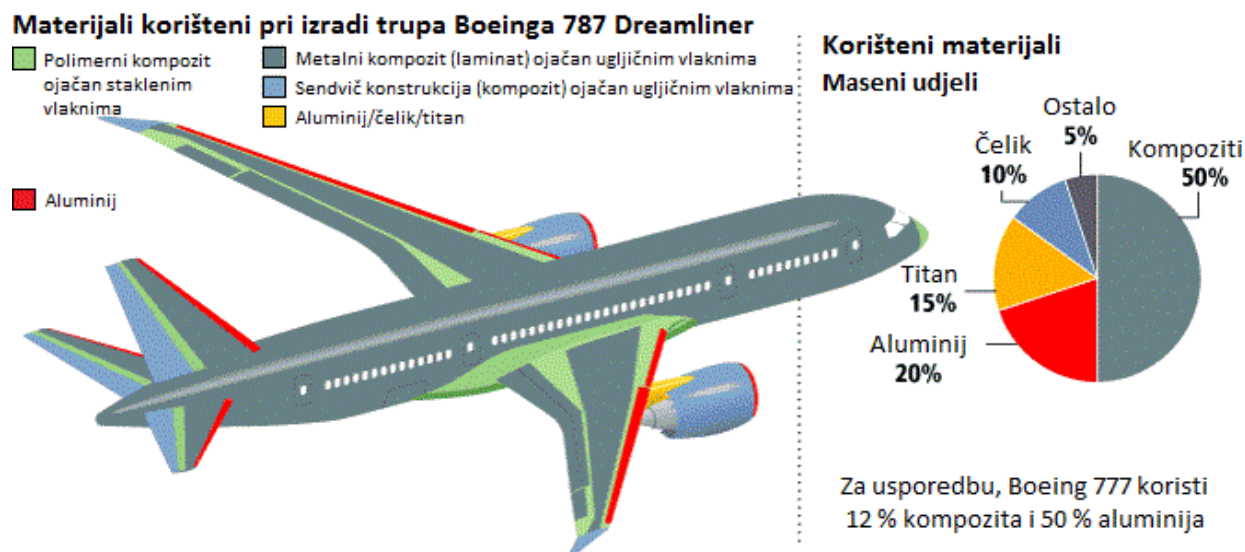
Zrakoplov je iz tih razloga svoj prvi probni let izveo 15.12.2009., nakon više od dvije i pol godine kašnjenja u proizvodnji. To je rezultiralo i kašnjenjem ulaska u redovnu službu koje se očekuje u trećem kvartalu 2011. godine. Tvrtka već ima narudžbe za 850 zrakoplova, čija je cijena službeno oko 150 milijuna dolara. [32, 33]

4.3.2 Materijali

Naspram konkurencije, prednost Boeinga 787 nije u veličini nego u korištenim materijalima i korištenim postupcima izrade. Airbus A380 i dalje je najveći zrakoplov na svijetu, a Dreamliner se ističe svojim tehnološkim inovacijama. To je prvi zrakoplov koji se koristi u komercijalne svrhe, a da mu je 50 % dijelova od kompozitnih materijala, slika 4.16. Oko 80 % trupa izrađeno je iz jednog komada od ugljičnim vlaknima ojačane epoksidne smole. Prema tehničkim podacima za njegovu proizvodnju utroši se 35 tona ugljičnih vlakana. Osim kompozitnih materijala u izgradnji ovog zrakoplova korištene su i aluminijske legure zastupljene s 20 %, legure titana s udjelom od 15 %, čelik koji čini 10 %, te ostali materijali u ukupnom iznosu od 5 %. Odabirom novih suvremenih materijala znatno je smanjena buka u zrakoplovu unatoč činjenici što ga pokreću dva snažna Rolls - Royceova motora Trent 1000 koji stvaraju veliku buku. Osnovna je prednost Dreamlinera, u odnosu na konkurentne zrakoplove, što je niže mase i fleksibilan te troši oko 20 % manje goriva od zrakoplova slične kategorije, npr. Boeinga 767. Masa zrakoplova kreće se od 101 tone do 115 tona ovisno o tipu, a zahvaljujući manjoj potrošnji goriva dolet mu je do 15 750 km što znači da može bez prekida letjeti od New Yorka do Manile ili od Moskve do Sao Paula. [1]

Neka predviđanja govore da će u skoroj budućnosti kompozitni materijali imati dominirajuću ulogu u zrakoplovnoj industriji te će zahvaljujući svojim brojnim prednostima zamijeniti "konvencionalne" metalne materijale koji još uvijek imaju velik broj različitih primjena. [1]

Udio kompozitnih materijala u Boeingu 787 iznosi 50 % prema masi, odnosno 80 % prema volumenu. [34]



Slika 4.16. Pregled konstrukcijskih materijala korištenih na zrakoplovu Boeing 787 Dreamliner [35]

4.3.3 Revolucija kompozitnih materijala [36]

Kada je prvi put razmatrano opsežno korištenje strukturnih kompozita na zrakoplovu 787 Dreamliner, znalo se da će epoksi/ugljična vlakna kompozit značajno smanjiti težinu zrakoplova, omogućujući time uštede goriva i povećanje doleta. No, nakon intenzivnog spoznavanja kompozita, shvaćeno je da su moguće i temeljne promjene dizajna letjelice koje će omogućiti integraciju funkcijskih sustava, kao i promjene u laminarnom toku koje će poboljšati aerodinamička svojstva letjelice.

S točke gledišta vezane uz korištene materijale, Boeing 787 Dreamliner je jedan od najvažnijih revolucionarnih skokova u povijesti proizvodnje zrakoplova.

No, kako bi se ispunili ambiciozni planovi isporuke, treba preskočiti ogromne prepreke:

- nitko nikada nije pokušao masovno proizvoditi velike plastične strukturne kompozite ojačane ugljičnim vlaknima;
- alati za takve velike dijelove su još uvijek u fazi razvoja;
- treba razviti nove postupke s kojima bi bilo moguće nositi se s propagacijom pukotina u takvim materijalima, koji nisu faktor kada se koriste aluminijски materijali;

- treba smisliti različite sustave da bi se mogli nositi s električnim vodovima i kratkim spojevima jer kompoziti nisu električki vodljivi.

Alati predstavljaju problem zbog svoje veličine (veliki kao avion) i napretka tehnologije. Prije toga, alati za proizvodnju kompozita prvenstveno su bili predviđeni za gradnju brodova, što ne predstavlja industriju masovne proizvodnje.

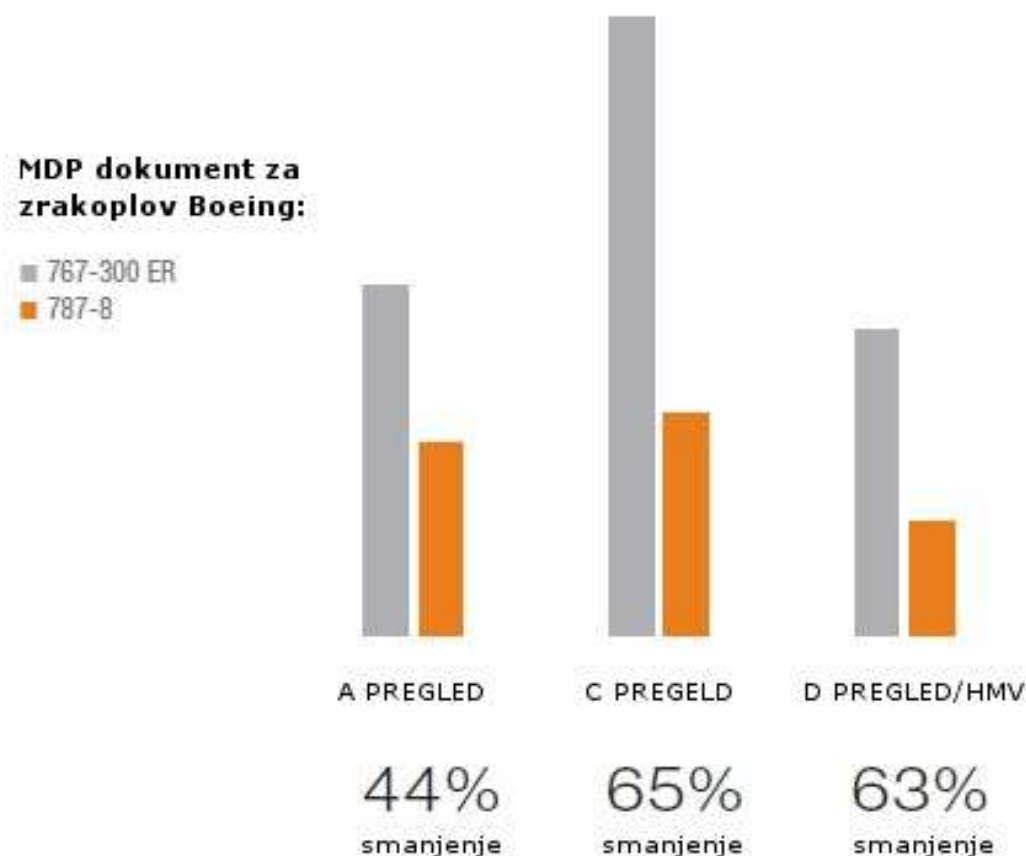
Uvelike se već dokazalo da su kompoziti dobar izbor pri gradnji zrakoplova, i jasno je kako brzo ulaze u sve pore zrakoplovne industrije. Prednosti im idu mnogo dolje od same uštede na masi. Vrhunska čvrstoća trupa izrađenog od kompozita omogućit će stavljanje putničke kabine pod viši tlak, čime će se olakšati kontrola temperature, vlažnosti i ventilacije u putničkoj kabini (čime će se dodatno podići i komfor putnika).

Kompozitni materijali su također izdržljiviji od aluminijskih, zbog prednosti glede korozije i zamora materijala, kao i zbog dramatičnog smanjenja broja elemenata koje je potrebno spajati (koncentracija naprezanja i mogućih nepravilnosti). Struktura 787 je u suštini jedna divovska makromolekula - sve je pričvršćeno kroz umrežene kemijske veze ojačane ugljičnim vlaknima.

Sve kompozite Boeing-u dostavlja *Toray Industries*, najveći svjetski proizvođač ugljičnih vlakana. Od 2004., Boeing je od njih naručivao kompozite u vrijednosti koja se procjenjuje na više od 6 milijarda dolara, stvarajući pritisak na cijene i zalihe za druge korisnike. Procjena je temeljena na projiciranoj proizvodnji od 2006. g., brojevi koji su već "out-of-date" (netočni) zbog spektakularnog uspjeh 787-ice. Krajem 2003. g., *Toray* je imao kapacitet za proizvodnju 7 300 tona proizvoda od ugljičnih vlakana. Do ljeta 2007. g., kapacitet je dosegao 13 900 tona.

4.3.4 Smanjenje planiranog (redovnog) održavanja [37]

Iskustvo s Boeingom 777 dokazuje da kompozitne strukture (materijali) zahtijevaju manji broj redovnih održavanja od konvencionalne (nekompozitne) strukture. Na primjer, kompozitni rep Boeinga 777 je 25 % veći od aluminijskog repa Boeinga 767, ali zahtijeva 35 % manji broj radnih sati pri planiranom (redovnom) održavanju. Ovo smanjenje broja radnih sati posljedica je smanjenog rizika od korozije i zamora kompozitnih struktura u usporedbi s metalnim (slika 4.17).



Slika 4.17. Kumulativni podaci o planiranom održavanju (MPD – e. *Maintenance Planning Data*), potrebni radni sati pri održavanju kroz 25 godina [37]

4.3.5 Smanjenje neplaniranog (neredovnog) održavanja [37]

Upotreba kompozitnih struktura također rezultira smanjenjem broja neplaniranih (neredovnih) održavanja. Struktura podnice zrakoplova Boeing 777 u potpunosti je izvedena od kompozitnih materijala i ističe sve prednosti ovog materijala kada se oni primjenjuju u vrlo teškim uvjetima. Postoji svijest glede problema zamora materijala koji se iskazuje kroz pukotine, te problema s korozijom kod tradicionalnih aluminijskih izvedbi podnica i greda podnica zrakoplova, no kod modela Boeing 777 koji leti već više od 10 godina, s više od 565 zrakoplova u raznim flotama diljem svijeta, do sada nije zamijenjena niti jedna struktura podnice načinjena od kompozitnih materijala.

Neplanirana (neredovna) održavanja često udvostručuju ili čak i utrostručuju ukupan broj radnih sati potrošenih tijekom postupaka održavanja i provjera. Uz proširenu upotrebu kompozitnih

materijala i titana u kombinaciji s većim saznanjima u korištenju aluminija, očekuje se da će model 787 imati puno niži trošak neplaniranih održavanja (što se utrošenih radnih sati tiče) nego više konvencionalnije metalne zrakoplovne konstrukcije.

Osim što su pri konstruiranju korištene robusne strukture na oštećenju sklonijim mjestima, kao što su putnička i teretna vrata, model 787 je od početka konstruiran s mogućnosti da se može popraviti na točno isti način (istim postupcima) na koji bi se popravak zrakoplova vršio i danas - s vijčanim popravcima. Sposobnost i mogućnost da se obave vijčani popravci na kompozitnim strukturama dokazana je na zrakoplovu Boeing 777 i nudi usporedivo vrijeme trajanja popravaka i vještina pritom korištenih, kao i kod onih primijenjenih na metalnim zrakoplovima. Konstruktivno, vijčani popravci na kompozitnim strukturama mogu biti trajni i otporni na propagaciju (daljnja) oštećenja, baš kao što mogu biti na metalnim strukturama.

Osim toga, postoji mogućnost da se popravci kompozitnih struktura izvrše i na drugi način od kojih je jedan popravak spajanjem, koji nudi poboljšanu aerodinamičku i estetsku kvalitetu popravka. Ti popravci su trajni, otporni na propagaciju (daljnja) oštećenja, i ne zahtijevaju upotrebu autoklava. Dok tipičan popravak spajanjem može zahtijevati 24 ili više sati stajanja zrakoplova, iskorišteno je svojstvo kompozita da se razviju nove mogućnosti postupka popravaka koje zahtijevaju manje od sat vremena da se primjene. Takvi postupci brzih popravaka kompozitnih struktura nude mogućnost privremenog popravka koji omogućuje da zrakoplov može opet letjeti, unatoč manjem oštećenju koje bi aluminijski zrakoplov prizemljilo (ostavilo na tlu).

U konačnici, smanjeni rizik od korozije i zamora povezan s kompozitima u kombinaciji s mogućim postupcima popravaka kompozitnih struktura koji su opisani, smanjiti će ukupne troškove održavanja i povećati prihod zrakoplovnih kompanija na način da će omogućiti da zrakoplovi lete koliko je to god moguće.

4.3.6 Rizici i problemi

Rizik korištenja kompozita u izradi trupa ostavlja određenu dozu zabrinutosti jer ugljična vlakana, za razliku od metala, ne pokazuju vidljivo pukotine i zamor samog materijala; zrakoplov Airbus A350, koristi više tradicionalniji pristup, kompozitni paneli korišteni su za

izradu okvira, što predstavlja manji rizik. Daljnje zabrinutosti uključuju da se tijekom možebitnih nezgoda, u slučaju da dođe do zapaljenja zrakoplova (prilikom slijetanja ili u bilo kojoj drugoj situaciji), kompozitni materijali od kojih je izgrađen, tada, prilikom izgaranja mogu prouzročiti toksične plinove koji bi predstavljali veliki problem mogućnosti preživljavanja putnika u odnosu na konvencionalne (metalne) zrakoplove. [32]

Probleme su predstavljala i porozna svojstva kompozitnih materijala, koja dopuštaju da oni apsorbiraju neželjenu vlagu. Kada zrakoplov dostigne visinu (i dok se penje do te visine), vlaga se širi, i time može prouzročiti delaminaciju kompozitnih materijala (slojeva), i time oslabiti samu strukturu tijekom vremena. [32]

Kompoziti ne korodiraju, ali na njih utječe fotooksidacijski proces. Kao rezultat toga kompoziti moraju biti lakirani (bojani). [43]

Kritike zbog izbora materijala za proizvodnju trupa Dreamliner-a, koje su postojale, su odbačene. Kompoziti su korišteni na krilima i drugim dijelovima putničkih zrakoplova već mnogo godina, i oni nisu predstavljali probleme. Ali iz predostrožnosti oformiti će se poseban postupak za otkrivanje nedostataka i potencijalnih skrivenih oštećenja u kompozitnim materijalima koji čine strukturu zrakoplova. [32]

Drugi problem proizlazi iz rizika od udara groma, iz razloga što kompoziti imaju nekoliko tisuća puta manju električnu vodljivost od aluminijske, čime se povećava rizik od oštećenja. Zaštita od udara munje Boeinga 787 zadovoljava zahtjeve postavljene od strane FAA-a, ali menadžment FAA planira prilagoditi neke zahtjeve, što će pomoći Dreamliner-u glede usklađenost s mogućnostima i zahtjevima. U ljetu 2010. g., 787 je doživio udar munje tijekom leta munje, bez ikakvih oštećenja i posljedica. [32]



4.4 Bell-Boeing V-22 Osprey

4.4.1 Općenito

Bell-Boeing V-22 Osprey (slika 4.18) ima najbliže rješenje onome čemu konstruktori teže desetljećima, a to je ujedinjenje helikoptera i aviona u jednu letjelicu. Idealna letjelica stoga bi bila ona koja bi imala brzinu, dolet i ekonomičnost aviona spojene s jedinstvenim manevarskim osobinama helikoptera. [38]



Slika 4.18. Bell-Boeing V-22 Osprey [39]

V-22 Osprey je višenamjenski vojni zrakoplov s VTOL i STOL sposobnostima. Konstruiran je za obavljanje misija kao dugodoletni helikopter i turbo-prop zrakoplov s visokom putnom brzinom. Razvila ga je tvrtka *Bell Helicopter* a izrađivan je u suradnji s *Boeing Rotorcraft Systems*-om. Prvotni korisnici ovog zrakoplova su Korpus mornaričkog pješništva SAD-a i Ratno zrakoplovstvo SAD-a. FAA je zrakoplov klasificirala kao letjelicu koja može uzletjeti vertikalno kao helikopter, ali u horizontalnom letu ponaša se kao avion. [40]

Program V-22 pokrenut je kako bi se ispunili zahtjevi navedeni u JVX programu, zahvaljujući kojem bi se američki marinci i zrakoplovstvo opremili letjelicom sposobnom da izvede zadaće na velikim udaljenostima i s velikom brzinom leta, te koje trebaju mogućnosti vertikalnog

slijetanja i polijetanja. Za stvaranje takve letjelice osnovna zapreka bila je tehnološka razina koja je 1986. godine, kada se započelo s razvojem V-22, dostigla razinu koja je jamčila uspjeh projekta. [40]

4.4.2 Materijali

Tehnološki uspjeh koji je omogućio razvoj Ospreya jest obilna uporaba kompozitnih materijala u strukturi letjelice. Ne samo da su postignute velike uštede na masi, već bi neki dijelovi i bili teško izvedivi s metalnim legurama zbog izloženosti specifičnim mehaničkim naprezanjima. Čak 43,7 % V-22 izrađeno je od ugljičnim vlaknima ojačanog polimernog kompozita, 3,4 % staklenim vlaknima ojačanog polimernog kompozita, 46,1 % metala, te 6,8 % drugih materijala, što ima za posljedicu 22 % lakšu letjelicu nego da je izrađena u potpunosti od legura metala. Uporaba kompozitnih materijala povećava i sigurnosne čimbenike letjelice, jer za razliku od relativno "iznenadnog" pucanja metala, strukturalna čvrstoća kompozitnih materijala se postupno degradira, čime se daje dovoljno vremena za uočavanje oštećenja. Isto tako, kompozitni materijali nisu podložni utjecaju korozije, što je osobito važno u uvjetima djelovanja na moru. [38]

4.4.3 Konstrukcijska obilježja

Iako je V-22 zapravo letjelica, pri čijem je stvaranju ideja bila da je to helikopter s pridodanom mogućnošću velike brzine leta i doleta aviona, Osprey, gledano izvana, po malo čemu odaje odlike klasičnog helikoptera. U biti to je laki transportni avion s velikim propelerima na krajevima krila. Trup letjelice u svom presjeku standardnog je kutijastog izgleda koji izvana nadopunjuju prilično velika bočna izbočenja na njegovoj donjoj strani. Njihova osnovna namjena je smještaj stajnog trapa te spremnika za gorivo, čime se ne smanjuje teretni prostor, a istodobno su kotači glavnog stajnog trapa time smješteni na međusobno većoj udaljenosti što pridonosi stabilnosti letjelice na zemlji. Pilot, te jedan do dva letača tehničara (ovisno o vrsti leta) u pilotsku kabinu ulaze na desna bočna vrata koja su konstruirana i kao sekundarni ulaz u teretni prostor. Ulazak tereta i ljudstva, kao i izlazak na tlu ili izbacivanje u letu, omogućeno je kroz veliku spuštajuću rampu čime je moguće prenositi teret gotovo istovjetnih dimenzija, kao što je

sam teretni prostor. U unutrašnjosti trupa moguć je smještaj 32 potpuno opremljena vojnika ili 24 vojnika u sjedećem položaju smještenih na sjedalima koja štite putnika i pri udaru od 16 g. Ukoliko se Osprey koristi za prijevoz ozlijeđenih osoba, tada je u trupu moguća ugradnja 12 nosila uz pripadajuće osoblje. Unutar teretnog prostora moguće je nositi maksimalno 9 100 kg tereta koji može biti smješten unutar standardnih paleta 463L. Masa vanjskog tereta, ukoliko se nosi na jednoj podtrupnoj ovjesnoj točki, iznosi duplo manje, tj. 4 500 kg, a ukoliko je teret ovješten na dvije točke, tada je dopuštena masa tereta maksimalno 5 500 kg. [40]

Uočljiva je i neobična koncepcija repnog dijela koji se sastoji od horizontalnog stabilizatora prilično male površine, smještenog između dva velika vertikalna stabilizatora. Na horizontalnom stabilizatoru nalazi se i kormilo dubine koje ima istovjetnu ulogu kao i na avionu kada se Osprey nalazi u avionskom režimu leta. Što se tiče vertikalnih stabilizatora, razmatrala se opcija postavljanja samo jednog stabilizatora, kako bi se snizila masa letjelice, ali i cijena izrade, no to je ubrzo odbačeno jer jedan vertikalni stabilizator nije u mogućnosti osigurati dovoljnu uzdužnu stabilnost tijekom leta. Jedan od glavnih razloga za postavljanje dvaju vertikalnih stabilizatora jesu veliki promjeri dviju trokrakih propelera čija bi strujanja oko jednog vertikalnog stabilizatora tijekom avionskog režima leta smanjivala njegovu učinkovitost. Kao i u slučaju horizontalnih repnih površina, tako se i na vertikalnim stabilizatorima nalaze kormila pravca radi upravljanja oko vertikalne osi tijekom avionskog režima leta. [40]

Ipak, ono što najviše razlikuje V-22 od bilo koje druge letjelice jesu njegova krila i ono što se nalazi na njima. Krila relativno malog raspona, ako se Osprey promatra kao avion (14,2 m) i velike relativne debljine, ima i prilično neobičnu mehanizaciju. Na izlaznom rubu krila po njegovom cijelom rasponu nalaze se zakrilca i krilca koja tijekom leta na malim brzinama imaju i ulogu zakrilaca (flapsovi). Budući da na tim brzinama krilca imaju manje opstrujavanje zraka, pa im je time i manja učinkovitost potrebna za zakretanje oko uzdužne osi, zadaću naginjanja preuzimaju rotor koji razlikom vučne sile u okomitom položaju uzrokuju i naginjanje letjelice u stranu manje vučne sile. Upravo je razlika uzgona sa svojim utjecajem na stabilnost letjelice dugo bio jedan od najdiskutabilnijih problema u razvoju Osprey-a. [40]

Cijelo krilo moguće je horizontalno zakrenuti za 90° zahvaljujući čemu je moguće smjestiti V-22 na vrlo mali prostor ili pak transportirati većim transportnim zrakoplovom ne odvajajući krila, a da pri tome ukupna duljina ne prelazi 19,20 m što je nešto manje od duljine helikoptera UH-60 Black Hawk. Na tim su mogućnostima osobito inzistirali marinci kojima je ta letjelica

namijenjena za djelovanje s desantnih plovila, pa ne treba osobito isticati koliko je tu važno maksimalno iskorištenje prostora. Zakretanje krila kontrolira se električnim putem preko hidrauličnih pokretača koji ujedno i sklapanu krakove nosećeg rotora za što je potrebno samo 90 sekundi. [40]

Potrebno je spomenut i značajke pogonskog sustava ove letjelice, jer su i tu kompozitni materijali našli svoju primjenu. Na krajevima krila nalaze se vrlo velike zakretne gondole u kojima se nalaze turbovratilni motori Allison T406-AD-400, svaki snage 6150 KS, s pripadajućim sustavom prijenosa snage. Čak je i sustav prijenosa snage karakterističan sam po sebi, budući da zbog rješenja zakretanja cjelokupnog sustava motora zahtijeva posebnu izvedbu koja je vrlo različita od onoga helikopterskog tipa. Naime, sustav prijenosa snage sastoji se od ukupno pet reduktora: dva reduktora za pogon rotora, dva reduktora koji prenose snagu na zajedničko vratilo u uvjetima zakretanja motora, te reduktor koji se nalazi u središnjem dijelu krila, a osigurava sinkronizaciju rada oba rotora. Kompozitno vratilo spaja središnji reduktor i oba motora te prolazi kroz zadnji dio krila cijelim njegovim rasponom, a u slučaju prekida rada jednog od motora na sebe preuzima funkciju preraspodjele snage drugog motora na oba rotora. [38]

Krakovi rotora za vrijeme radu predstavljaju poseban prizor. Svaki krak svojim promjerom gotovo dodiruje trup letjelice, a kada ga se promatra tijekom avionskog režima leta, takvi rotori doista djeluju neobično i odaju dojam nezgrapnosti. Ipak, s dokazanim letnim karakteristikama Osprey je sve samo ne nezgrapan. Veliki rotori povećavaju i ukupan raspon Ospreya sa 14,2 m na čak 25,78 m s rotorima u radu, dok mu je ukupna dužina trupa samo 14,47 m. Iako s nosivosti korisnog tereta od 9 100 kg, svojim dimenzijama mnogo je manji od helikoptera koje nasljeđuje, pa za usporedbu helikopter CH-47 Chinook ima ukupnu duljinu s rotorima 30,14 m, a CH-53E Super Stallion 30,19 m, iako je maksimalna poletna težina V-22 veća od ta dva helikoptera. [40]

Podvozje je tipa tricikl s velikom međusobnom udaljenošću glavnih kotača i nosnog kotača. Podvozje je u potpunosti uvlačivo, na zemlji Ospreyu daje relativno mali razmak od zemlje omogućujući lakši pristup letjelici. Podvozje je jedno od bitnih čimbenika u povećanju sigurnosti letjelice, jer u slučaju udara u zemlju ono će osim apsorbiranja velike količine kinetičke energije, tu energiju prenijeti na ključne točke konstrukcije koje će pak svojim savijanjem i lomom ublažiti deformaciju putničkog prostora. [40]

5. Eksperimentalni rad

5.1 Uvod

U ovom dijelu rada bit će opisan način izrade kompozitnih ploča za ispitivanje mehaničkih svojstava. Pravilna primjena kompozitnih materijala nije moguća bez poznavanja njihovih svojstava zato će u drugom dijelu ovog poglavlja biti izneseni rezultati provedenih ispitivanja savojnih i rasteznih svojstava, kako bi se ustanovio utjecaj rasporeda ojačavala u kompozitu na mehanička svojstva kompozita.

Kompozitne ploče izrađene su kombinacijom epoksidne smole kao matrice te ugljičnih i staklenih vlakana kao ojačala, a razlika između dvije ploče je u kombinaciji polaganja slojeva vlakana (ojačavala) u epoksidnoj matrici. Tako dobivene ploče predstavljaju jedan od mogućih oblika hibridnog slojevitog kompozita.

Ovim ispitivanjem htjelo se pokazati koje su razlike u svojstvima kompozita koji su izrađeni od istovjetnih materijala (iste epoksidne smole kao matrice, te istog broja slojeva staklenih i ugljičnih vlakana kao ojačala), ali s različitim redoslijedom slaganja slojeva, u prvom slučaju materijal je ojačan izvana ugljičnim, a iznutra staklenim vlaknima, te obrnuto, s vanjskim slojevima od staklenih vlakana i središnjim dijelom od dva sloja ugljičnih vlakana. Dobiveni rezultati usporediti će se sa svojstvima tradicionalno korištenih materijala u zrakoplovnoj industriji, a to su aluminijske legure.

Kompoziti ojačani staklenim i ugljičnim vlaknima se u današnje vrijeme upotrebljavaju zato što su manje mase od konvencionalnih materijala, a znatno boljih karakteristika, a sada već i cjenovno i nabavno, vrlo prihvatljivih tehnoloških postupaka izrade. Ipak, treba naglasiti da je tek u posljednjih 5 do 10 godina došlo do velike ekspanzije upotrebe takvih materijala u zrakoplovnoj industriji razvojem dva predvodnika što se uporabe kompozitnih materijala tiče, *Boeinga 787 Dreamliner* i *Airbusa A380*.

5.2 Izrada kompozitnih ploča i ispitnih tijela

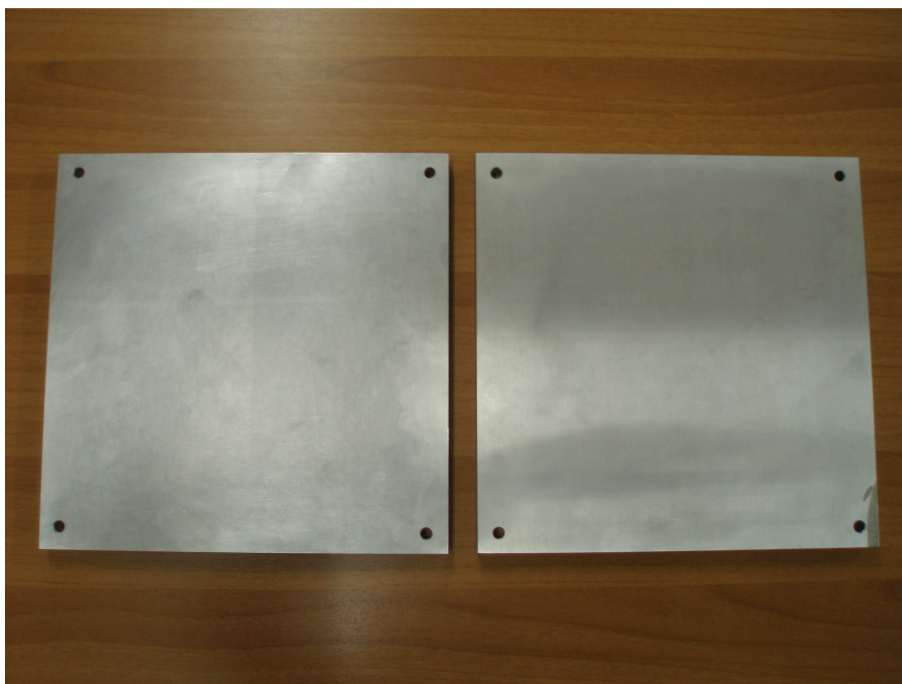
Pri izradi kompozitnih ploča (hibridan slojevit kompozit – više vrsta vlakana kao ojačala u jedinstvenoj matrici) upotrijebljena je epoksidna smola kao matrica te ugljična i staklena vlakna kao ojačala. Ploče su rađene ručno, dodirnim postupkom laminiranja, u tvrtci *MAC Motoplastika*.

Izrađene su dvije kompozitne ploče, podjednake dimenzije, istih građevnih elemenata, s time što je prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik) ojačana ugljičnim vlaknima izvana te staklenim iznutra, a druga je ploča – SCS (staklo-ugljik-staklo) s vanjske strane ojačana slojevima od staklenih vlakana i središnjim dijelom od dva sloja ugljičnih vlakana.

5.2.1 Postupak izrade i pripreme kalupa za izradu kompozitnih ploča

Kalup je izrađen od aluminijske ploče zbog njegovih odličnih svojstava prijenosa topline (kondukcijom, tj. provođenjem) što je bitno za čim bolje umreživanje konstituenata kompozitne ploče, te zbog mogućnosti dobre završne obrade naličja kalupnih ploča. Dobra završna obrada naličja kalupnih ploča (strane na kojima će biti polagan kompozit) bitna je zbog kvalitete vanjske površine gotovog proizvoda, jer se sve nepravilnosti (oštećenja) kalupa preslikavaju na njega.

Kalup je izrađen od dvije aluminijske ploče (slika 5.1), dimenzije 300 x 300 x 20 mm. Potom je obrađen u *Laboratoriju za alatne strojeve Fakulteta strojarstva i brodogradnje*, prvotno skidanjem sloja debljine 2 mm blanjalicom radi dobivanja savršeno ravne prijanjajuće površine na oba dijela kalupa, a zatim su naličja polirana radi dobivanja čim glatkije (kvalitetnije) površine.



Slika 5.1. Kalup za izradu kompozitnih ploča

Na krajnjim rubovima ploča probušeni su provrti polumjera $r = 4$ mm (centrirani na jednoj i na drugoj ploči kalupa) kao opcija mogućeg pritezanja kalupa vijcima, odnosno opterećivanja (prešanja) kompozitne ploče koja se nalazi između te dvije kalupne ploče.

5.2.2 Upotrijebljeni materijali za izradu ploča

Za izradu hibridne slojevite kompozitne ploče potreban je kalup, odvajalo, smola i umreživalo (što predstavlja matricu), te vlakna (ojačala).

Kao priprema za izradu obje kompozitne ploče, bilo je potrebno upotrijebiti odvajalo, koje se nanosi na kalupne ploče, jednoslojno. Ono, nakon što očvrstne predstavlja tanak zaštitni film koji olakšava odvajanje gotove, očvrstnute kompozitne ploče na kraju postupka proizvodnje. U eksperimentu upotrijebljen je *Trennlack PVA blau*, proizvođača *Lange Ritter*. Radi se o vodno-alkoholnoj otopini na bazi poli(vinil-alkohola), s odličnim svojstvima glede formiranja zaštitnog filma, uz odlična emulzijska i adhezivna svojstva.

Za izradu obje ploče, 1. ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik) i 2. ploča – SCS (staklo-ugljik-staklo), upotrijebljena je epoksidna smola *HEXION™ Specialty Chemicals L 285*,

proizvođača *G. Angeloni*, u kombinaciji s kompatibilnim umreživalom (e. *hardener*), ujedno najbržim od onih koje je moguće koristiti, *HEXION™ Specialty Chemicals H 285*, istog proizvođača. Zajedno, ta dva elementa (epoksidna smola i umreživalo) čine jedinstvenu matricu kompozita.

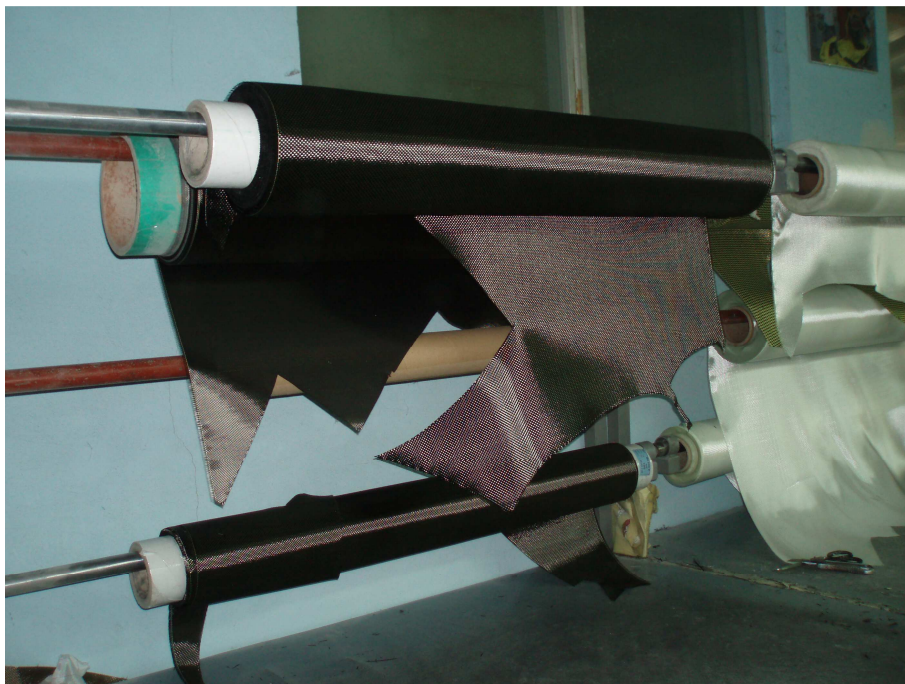
Epoksidna smola *HEXION™ Specialty Chemicals L 285* posjeduje odobrenje od strane *German Federal Aviation Authority*-a za upotrebu u zrakoplovstvu. Primjenjuje se za proizvodnju jedrilica, motornih jedrilica i motornih zrakoplova. Upotrebljava se i u brodogradnji, proizvodnji sportske opreme, modela aviona, kalupa i alata. Temperaturne granice primjene su od -60 °C do $+50\text{ °C}$ bez toplinske obrade (tada su zadovoljene norme za jedrilice i motorne jedrilice), odnosno od -60 °C do $+80\text{ °C}$ nakon toplinske obrade (tada su zadovoljene norme za motorne zrakoplove). Prikladna je za rad sa staklenim, ugljičnim i aramidnim vlaknima, za proizvodnju statički i dinamički visoko opterećenih proizvoda. [41]

U tablici 5.1 dane su tehničke specifikacije epoksidne smole i umreživala.

Tablica 5.1. Tehničke specifikacije epoksidne smole L 285 i umreživala H 285 [41]

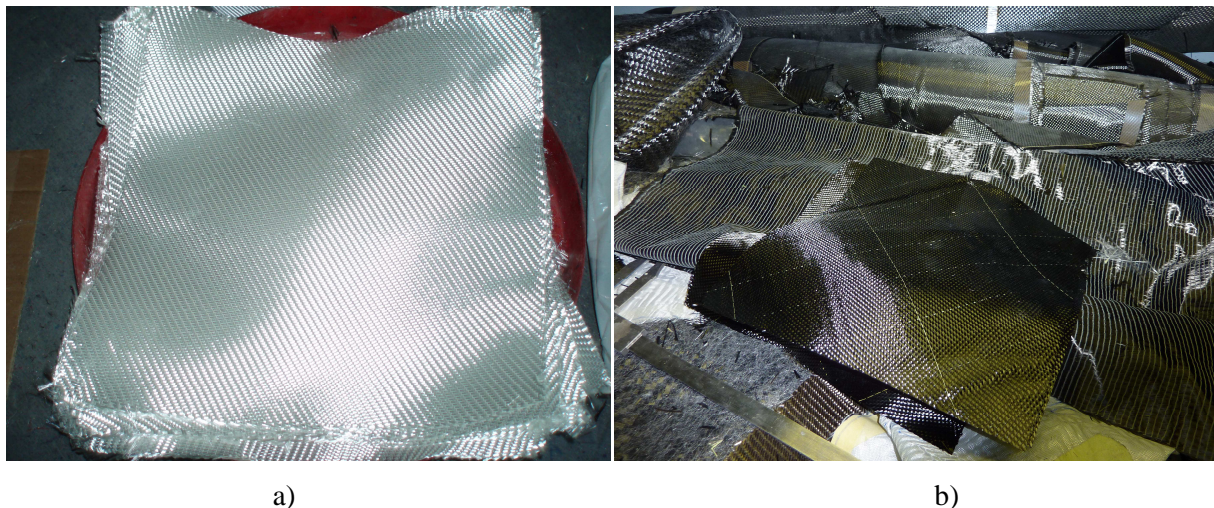
<i>Epoksidna smola HEXION™ Specialty Chemicals L 285</i>		
Gustoća pri 25 °C	[g/cm ³]	1,18 - 1,23
Viskoznost pri 25 °C	[mPas]	600 - 900
Ekvivalent epoksida	[g/ekvivalent]	155 - 170
Svojna čvrstoća	[MPa]	110 - 120
Rastezna čvrstoća	[MPa]	70 - 80
Modul elastičnosti	[GPa]	3,0 - 3,3
<i>Umreživalo HEXION™ Specialty Chemicals H 285</i>		
Gustoća pri 25 °C	[g/cm ³]	0,94 - 0,97
Viskoznost pri 25 °C	[mPas]	50 - 100
Ekvivalent amina	[mg KOH/g]	480 - 550

Kao ojačanja upotrijebljena su staklena i ugljična vlakana (slika 5.2), jednak broj slojeva i jednih i drugih kod obje ploče, samo što se razlikovao redoslijed slaganja slojeva, tj. u jednom slučaju je materijal ojačan izvana ugljičnim, a iznutra staklenim vlaknima, te obrnuto, s vanjskim slojevima od staklenih vlakana i središnjim dijelom od dva sloja ugljičnih vlakana.



Slika 5.2. Ugljična i staklena vlakna

Upotrijebljene su staklene tkanine plošne mase 390 g/m^2 (slika 5.3. a), te ugljične tkanine plošne mase 220 g/m^2 (slika 5.3. b). U prilogu 8.3 nalaze se uzorci upotrijebljenih tkanina ugljičnih i staklenih vlakana.



Slika 5.3. Prikaz iskrojenih tkanina: a) staklenih vlakana, b) ugljičnih vlakana

Upotrebom tkanina s gušće isprepletenim vlaknima dobiva se veći udio vlakana u kompozitu. Manjim promjerima vlakana dobiva se veća površina dodira vlakana i matrice. Time se postiže bolja povezanost i bolji prijenos opterećenja što ujedno znači viša mehanička svojstva. S udjelom vlakana rastu krutost i čvrstoća, sve do udjela 60 % do 70 % kada krutost i dalje raste,

ali čvrstoća počinje padati. Čvrstoća pri ovako visokim udjelima vlakana se snižava zbog toga što nedostaje matrice koja prenosi opterećenja i drži vlakna na mjestu. Masa vlakana mjeri se u jedinicama “tex” koja označava masu (u gramima) po 1000 m vlakna [1, 14].

Debljina jednog sloja staklenih vlakana iznosi 0,33 mm, a ugljičnih 0,40 mm. Cijena 1 m² ugljičnih vlakana (220 g/m² Aero) iznosi 47 €, dok je cijena 1 m² staklenih vlakana (390 g/m² Aero) 11 €. [42]

Korišteno je ukupno po 10 slojeva tkanina staklenih vlakana i po dva sloja tkanina ugljičnih vlakana za svaku ploču. Tkanine vlakana su iskrojene u veličini 320 x 320 mm, pod kutom od 45°. Razlog korištenja manjeg broja slojeva tkanina ugljičnih vlakana, u odnosu na staklena, leži u činjenici da su ona znatno skuplja.

Tkanine staklenih vlakana su tkane keper vezom, a ugljičnih vlakana saten tkanjem. Orijentacija vlakana tih dvoosnih tkanina je 0° / 90°. Dvoosne tkanine sastoje se od vlakana orijentiranih u uzdužnom (0°) i poprečnom (90°) smjeru. Ove tkanine dobivaju se ispreplitanjem uzdužnih i poprečnih vlakana u pravilnom uzorku.

U tablici 5.2 prikazana su svojstva upotrijebljenih staklenih i ugljičnih vlakana, odnosno njihovih tkanina.

Tablica 5.2. Svojstva upotrijebljenih staklenih i ugljičnih vlakana, odnosno njihovih tkanina

	<i>Staklena vlakna</i>	<i>Ugljična vlakna</i>
Plošne mase tkanina [g/m ²]	390	220
Uzorak tkanja	Keper vez	Saten vez
Broj snopova vlakana u uzdužnom smjeru na duljini 10 mm	6	7
Broj snopova vlakana u poprečnom smjeru na duljini 10 mm	6	7
Debljina tkanine [mm]	0,33	0,4

5.2.3 Postupak izrade kompozitnih ploča

Postupak se generalno može raščlaniti na pet koraka: čišćenje, nanošenje odvajala, nanošenje slojeva smole i vlakana, umreživanje i skidanje komada.

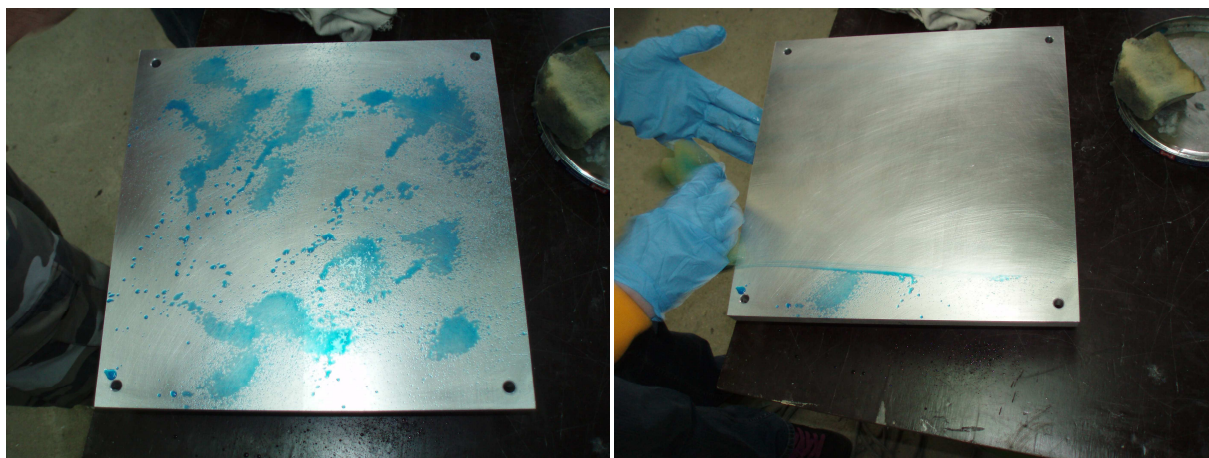
5.2.3.1 Nanošenje voska na kalupne ploče

Da se uklone eventualno još poneka zaostala ili novonastala nepravilnost na aluminijskim kalupnim pločama (većina nepravilnosti uklonjena je samom obradom kalupnih ploča blanjanjem i poliranjem), kao što su ogrebotine, nečistoće i druge, nanosi se spužvicom minimalno tri sloja pčelinjeg voska.

Još važnija zadaća nanošenja pčelinjeg voska na kalupne ploče je sprečavanje upijanja odvajala koje se kasnije nanosi na kalup, u sam materijal kalupa.

5.2.3.2 Nanošenje odvajala na kalupne ploče

Sljedeći korak pri izradi je nanošenje odvajala na kalupne ploče (slika 5.4). Odvajalo je potrebno jer on nakon što očvrstne stvori tanak zaštitni film koji kasnije olakšava odvajanje gotove, očvrstnute kompozitne ploče na kraju postupka proizvodnje.



Slika 5.4. Nanošenje odvajala na kalupne ploče

Odvajalo je prvotno naneseo na ploče pomoću raspršivača. Potom ga je potrebno ravnomjerno, jednoslojno, nanijeti na površine (poravnati ga), uz odstranjivanje eventualnog viška, što je učinjeno uz pomoć spužvice. Jako je bitno pripaziti da se za vrijeme tog postupka na ploču ne nanese neki vid nečistoće (vlas kose, prašina, itd.) ili da se odvajalo neravnomjerno nanese na površinu. Svaka nepravilnost ovdje načinjena će se poslije preslikati na gotov proizvod (kompozitnu ploču).

Odvajalu je potrebno 20 minuta da se osuši, točnije da se formira zaštitni sloj na kalupu, i to pri temperaturi od 45 °C.

Za eventualno odstranjivanje oformljenog zaštitnog sloja odvajala sa kalupnih ploča može se upotrijebiti samo voda (eventualno guljenjem sa podloge).

5.2.3.3 Miješanje materijala matrice

Miješanje materijala matrice sastoji se od vaganja i miješanja dviju komponenata dvokomponentne epoksidne smole.

Mjerenje se obavlja na vagi sa preciznošću od 1 gram, slika 5.5.



Slika 5.5. Vaganja i miješanje epoksidne smole i umreživala

Smola i umreživalo miješani su u masenom omjeru 2,5:1 koji slijedi iz proračuna ekvivalenata epoksida i amina. Potrebno ih je dobro promiješati kako bi se ostvarilo pravilno umreživanje.

Umreživanje epoksidne smole traje 4 sata, u peći pri temperaturi od 50 °C.

Navedeni omjer miješanja treba pažljivo promatrati i poštivati, te u skladu s time kao takvog ga i primjenjivati. Dodavanje (masom) više ili manje umreživala neće rezultirati bržim ili sporijim umreživanjem, nego nepotpunim umreživanjem uz ograničena svojstva takvog proizvoda, i to se naknadno više ne može ispraviti na bilo koji drugi način. Smola i umreživalo se moraju pažljivo miješati. Potrebno je miješati komponente sve dok ne nestane i najmanja vidljiva maglica iznad komponenata unutar posude za miješanje, slika 5.6. [41]



Slika 5.6. Miješanje epoksidne smole i umreživala

5.2.3.4 Laminiranje kompozitne ploče (slaganje slojeva tkanina vlakana)

Postupak izrade kompozitnih ploča je postupak ručnog dodirnog polaganja - laminiranja (najstariji način laminiranja u otvorenim kalupima).

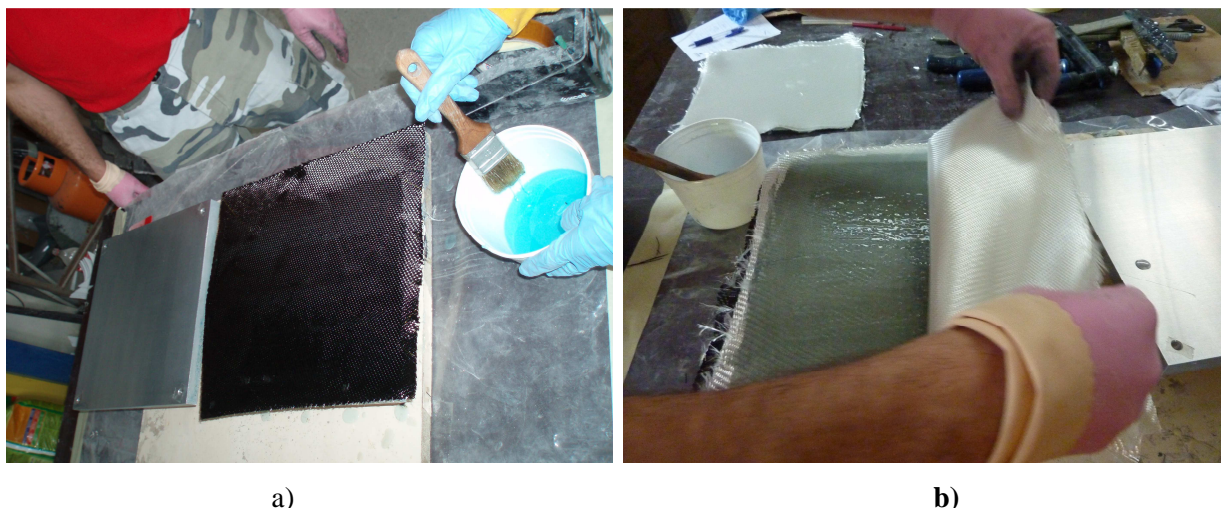
Početni korak postupka slaganja (laminiranja) kompozitnih ploča bio je da se na prethodno pripremljeni kalup (nanijet vosak te sloj odvajala) namaže pripremljena dvokomponentna

epoksidna smola (već izmiješana s umreživalom) kako bi se izbjegli mogući mjehurići smole ili zraka (slika 5.7).



Slika 5.7. Nanošenje dvokomponentne epoksidne smole kistom na kalupne ploče

Zatim slijedi postavljanje prvog sloja tkanine vlakana na kalupnu ploču na koju je prethodno nanescena smola, te je zatim tkanina razvaljana kistom kako bi upila smolu, slika 5.8. a. Potom je na prvi sloj tkanine ponovno nanescena smola, nakon čega slijedi postupak naizmjeničnog polaganja preostalih slojeva tkanina vlakana te nanošenja smole između njih (sloj po sloj uz uklanjanje pora zraka - svaki sloj smole mora se ručno razvaljati kistom kako bi se smola što bolje impregnirala s vlaknima i kako bi se uklonili mjehurići zraka), slika 5.8. b, sve dok nisu iskorišteni svi slojevi tkanina vlakana čime se postigla željena debljina kompozita s odgovarajućim brojem slojeva tkanine.



Slika 5.8. Laminiranje kompozitne ploče: a) postavljanje prvog sloja tkanine vlakana na kalupnu ploču; b) naizmjenično polaganje preostalih slojeva tkanina vlakana te nanošenja smole između njih

Prilikom impregniranja slojeva treba obratiti pažnju da se smola jednoliko i potpuno rasporedi duž cijelog sloja, te da se ne stvore mjehurići smole ili zraka. To je ostvareno pažljivim raznošenjem smole kistom po površini, te naknadnim, još kvalitetnijim raznošenjem smole po površini plastičnom lopaticom, slika 5.9.



Slika 5.9. Impregniranje slojeva raznošenjem smole po površini

Budući da su ploče namijenjene ispitivanju savojne i rastezne čvrstoće kompozita, kao debljina ploče uzeta je visina potrebnih ispitnih tijela koja se navodi u normama i ona iznosi 4 mm. Samim odabirom broja slojeva tkanina vlakana (pознаvajući debljinu slojeva tkanina staklenih i ugljičnih vlakana) već se došlo u granice potrebne visine ploče, ali zbog sigurnosti i točnije izrade, na samim rubovima (na četiri ugla) kalupnih ploča postavljene su četiri razmičnika visine 4 mm. Da bi se oni postavili na pravim mjestima prvotno je bilo potrebno na rubovima ploče škarama odstraniti dio tkanina koje su smetale, slika 5.10.



Slika 5.10. Postavljanje razmičnika visine 4 mm na rubove kalupnih ploča

Nakon postavljanja razmičnika uslijedilo je postavljanje gornje ploče kalupa, koja je zatvorila kalupnu šupljinu i pritisnula kompozitnu ploču, slika 5.11. a. Kako su razmičnici osiguravali potrebnu visinu ploča, potrebno je osigurati da se slojevi ne smiču jedan preko drugoga. To je ostvareno stezanjem gornje i donje kalupne ploče stegama, i time je kompozitna ploča unutar kalupa poprimila potrebnu debljinu od 4 mm, slika 5.11. b. Za izradu jedne ploče potrebno je približno 20 minuta.



a)



b)

Slika 5.11. Završetak postupka laminiranja kompozitne ploče: a) postavljanje gornje ploče na kalup; b) stezanje gornje i donje kalupne ploče stegama

Višak nanese dvokomponentne epoksidne smole zatim iscuri iz kalupa, slika 5.12, i time je osigurana bolja impregnacija smole i vlakana.



Slika 5.12. Cijedenje viška dvokomponentne epoksidne smole iz ploče

Nakon što je višak smole iscurio iz ploče, ona je (zajedno s kalupom i stegama) stavljana u peć, slika 5.13.



Slika 5.13. Polaganje kompozitne ploče s kalupom u peć

U eksperimentu ploče su stavljene u peć 4 sata, pri temperaturi od 30 °C do 35 °C.

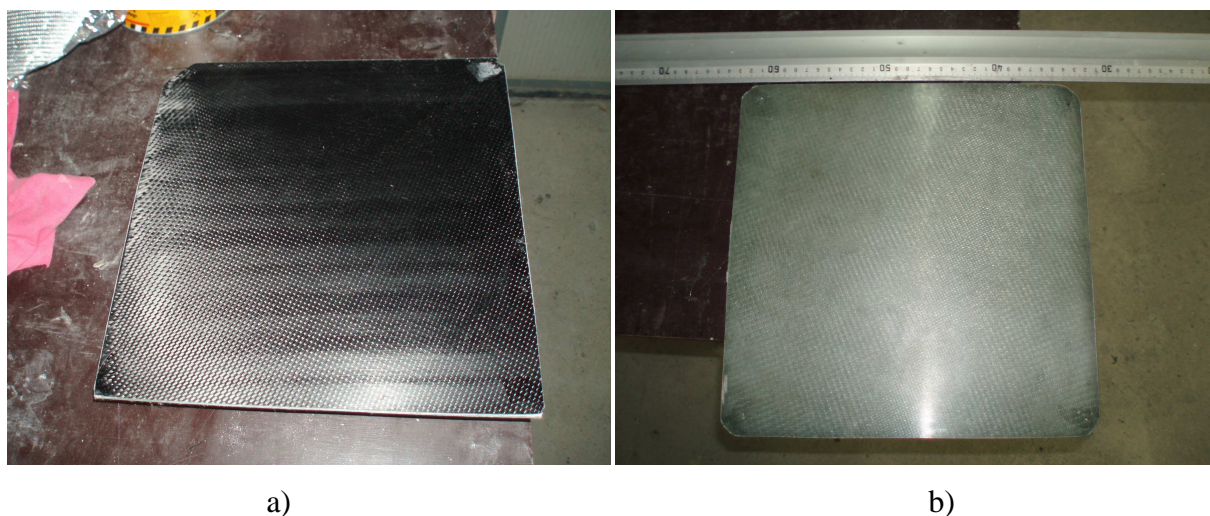
Četiri sata nakon što je kompozitna ploča s kalupom položena u peć, postupak umreživanja je gotov, ploča je očvrsnula, te se ona vadi iz peći (slika 5.14). Tu treba spomenuti kako su se cijedenjem viška smole preko vanjskih rubova tkanina, a zatim i umreživanjem takvih rubova ploče u peći stvorili oštri rubovi i očvrsnuta vlakna koja su poput igala stršala iz ploče, na što je valjalo obratiti pozornost.



Slika 5.14. Očvrsnuta kompozitna ploča u kalupu nakon njenog vadenja iz peći

Sada počinje proces hlađenja kalupa i gotove kompozitne ploče.

Na slici 5.15. a, prikazana je prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik), a na slici 5.15. b, druga ploča – SCS (staklo-ugljik-staklo).



Slika 5.15. Kompozitne ploče: a) prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik); b) druga ploča – SCS (staklo-ugljik-staklo)

5.2.4 Postupak izrade ispitnih tijela

5.2.4.1 Ispitno tijelo

Jedan od važnijih koraka pri izradi kompozitnih ploča bilo je spoznavanje ograničavajućih faktora koje postavljaju norme za ispitivanje savojnih svojstava (HRN EN ISO 14125) i rasteznih svojstava (HRN EN ISO 527-4) prema ispitnim tijelima.

Ti ograničavajući faktori su se prvenstveno odnosili na dimenzije ispitnih tijela (time i ploča iz kojih se izrezuju ispitna tijela, što je nadalje povezivalo i dimenzije kalupa) te na ostale postupke i uvjete bitne pri ispitivanju, kao što su brzina opterećivanja ispitnih tijela, te priprema i obrada ispitnih tijela.

U tablici 5.3 prikazane su sve zahtijevane dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 14125.

Tablica 5.3. Dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 14125 [43]

ISPITNO TIJELO za metodu ispitivanja savojnih svojstava preko tri točke (prema HRN EN ISO 14125)			
			Tolerancije [mm]
Duljina (<i>l</i>)	[mm]	80	$\begin{smallmatrix} -0 \\ +10 \end{smallmatrix}$
Duljina između oslonaca (<i>L</i>)	[mm]	64	± 1
Širina (<i>b</i>)	[mm]	15	$\pm 0,5$
Debljina (<i>h</i>)	[mm]	4	$\pm 0,2$

U tablici 5.4 prikazane su sve zahtijevane dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 527-4.

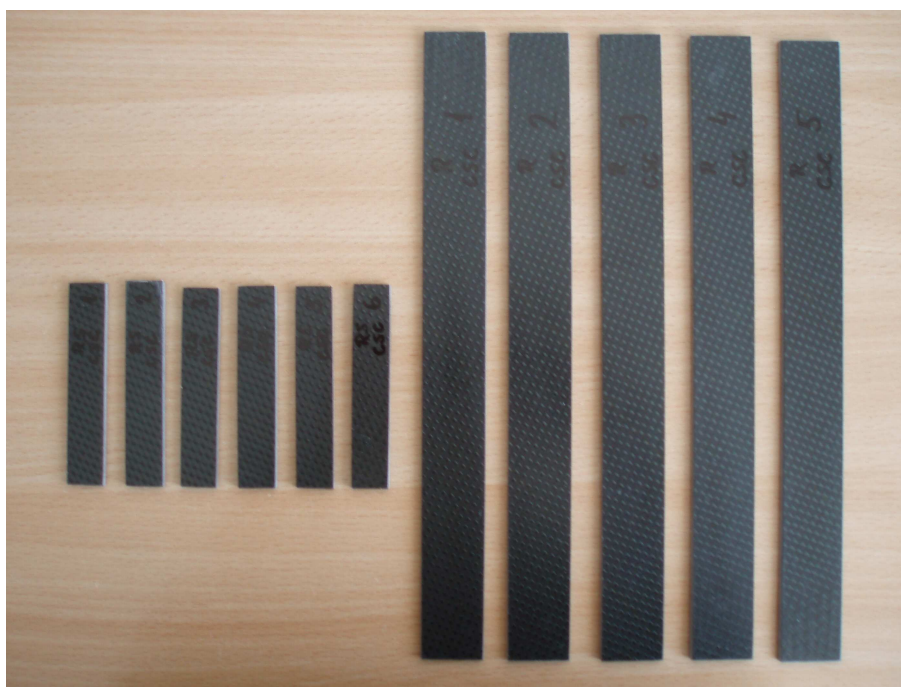
Tablica 5.4. Dimenzije ispitnog tijela prema standardu HRN EN ISO 527-4 [44]

ISPITNO TIJELO za ispitivanje rasteznih svojstava - Tip 2 (prema HRN EN ISO 527-4)			
			Tolerancije [mm]
Ukupna duljina (L_3)	[mm]	≥ 250	-
Duljina mjernog područja (L_0)	[mm]	50	± 1
Početna udaljenost između hvatišta čeljusti (<i>L</i>)	[mm]	150	± 1
Promjer rupa – opcija (<i>D</i>)	[mm]	3	$\pm 0,25$
Širina (b_1)	[mm]	25	$\pm 0,5$
Debljina (<i>h</i>)	[mm]	4*	-

* debljinu je moguće odabrati u granicama od 2 mm do 10 mm

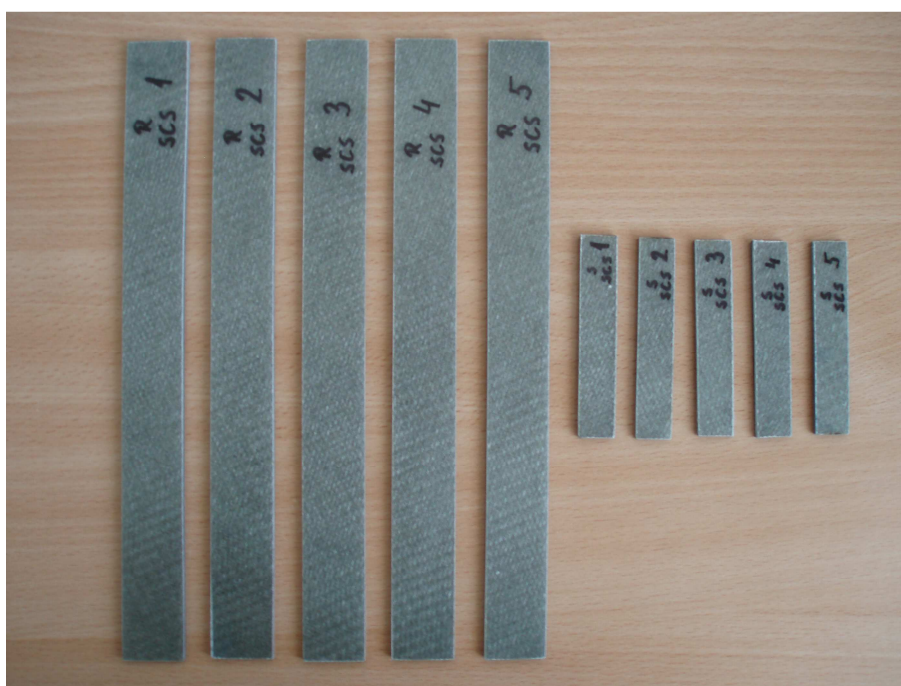
Prema normama potrebno je ispitati barem 5 ispitnih tijela za svaki materijal i svako od dva tražena svojstva, ili više ako se traži veća preciznost.

Na slici 5.16 prikazana su ispitna tijela za ispitivanje rasteznih i savojnih svojstava prve ploče (CSC, ugljik-staklo-ugljik).



Slika 5.16. Savojna i rastezna CSC ispitna tijela

Na slici 5.17 prikazana su ispitna tijela za ispitivanje rasteznih i savojnih svojstava druge ploče (SCS, staklo-ugljik-staklo).



Slika 5.17. Rastezna i savojna SCS ispitna tijela



5.2.4.2 Izrezivanje ispitnih tijela iz kompozitnih ploča

Kako su kao ojačala upotrijebljene tkanine ugljičnih i staklenih vlakana, tj. ojačanje je u obliku tkanja očekuje se da će ploče imati ortotropna svojstva (jednaka svojstva u smjeru glavnih koordinatnih osi ploče, odnosno ispitnih tijela). Iz tih razloga izrezivanje ispitnih tijela iz ploče (slika 5.18) nije bilo posebno ograničeno smjerom, jer materijal (kompozitna ploča), što je zahtijevano i normama, ne pokazuje bitno različita svojstva u različitim smjerovima glavnih koordinatnih osi. S obzirom da su slojevi tkanina vlakana krojeni pod kutom od 45° ta ortotropnost svojstava još više dolazi do izražaja.



Slika 5.18. Izrezivanje ispitnih tijela iz kompozitnih ploča

Ispitna tijela su dodatno obrađena brušenjem, tj. njihovi rubovi, prvo grubo pomoću stolne tračne brusilice, a zatim ručno pomoću finog brusnog papira.

5.3 Ispitivanje mehaničkih svojstava

U eksperimentalnom dijelu ispitana su savojna čvrstoća, modul savitljivosti, rastezna čvrstoća i modul elastičnosti.

Savojna čvrstoća računa se prema jednadžbi: [43]

$$\sigma_{fm} = \frac{3 \cdot F_{max} \cdot L}{2 \cdot b \cdot h^2} \quad (5.1)$$

Gdje su:

σ_{fm}	- savojna čvrstoća,	[MPa]
F_{max}	- sila opterećenja,	[N]
L	- razmak između oslonaca,	[mm]
b	- širina ispitnog tijela,	[mm]
h	- debljina ispitnog tijela,	[mm]

Modul savitljivosti računa se prema jednadžbi: [43]

$$E_f = \frac{F_{max} \cdot L^3}{4 \cdot s \cdot b \cdot h^3} \quad (5.2)$$

Gdje su:

E_f	- modul savitljivosti,	[MPa]
s	- progib ispitnog tijela,	[mm]
F_{max}/s	- koeficijent smjera pravca,	[N/mm]
F_{max}	- sila opterećenja,	[N]
L	- razmak između oslonaca,	[mm]
b	- širina ispitnog tijela,	[mm]
h	- visina (debljina) ispitnog tijela,	[mm]



Za svaku seriju ispitnih tijela za ispitivanje savojnih svojstava izračunate su srednje vrijednosti i standardno odstupanje (standardna devijacija) svih vrijednosti, te su zabilježene u tablici koja se nalazi u prilogu 8.1.

Srednja vrijednost računa se prema jednadžbi:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (5.3)$$

Procijenjeno standardno odstupanje (standardna devijacija) računa se prema jednadžbi:

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (5.4)$$

Rastezna čvrstoća računa se prema jednadžbi: [44]

$$R_m = \frac{F_{\max}}{b \cdot h} \quad (5.5)$$

Gdje su:

R_m	- rastezna čvrstoća,	[MPa]
F_{\max}	- maksimalna sila,	[N]
b	- širina ispitnog tijela,	[mm]
h	- debljina ispitnog tijela,	[mm]

Modul elastičnosti računa se prema jednadžbi: [44]

$$E = \frac{\sigma_2 - \sigma_1}{\varepsilon_2 - \varepsilon_1} \quad (5.2)$$

Gdje su:

- E - modul elastičnosti, [MPa]
- σ_1 - naprezanje (mjereno za vrijednost istezanja $\varepsilon_1 = 0,0005 \%$), [MPa]
- σ_2 - naprezanje (mjereno za vrijednost istezanja $\varepsilon_2 = 0,0025 \%$), [MPa]

Za svaku seriju ispitnih tijela za ispitivanje rasteznih svojstava izračunate su srednje vrijednosti i standardno odstupanje (standardna devijacija) svih vrijednosti, te su zabilježene u tablici koja se nalazi u prilogu 8.2. Aritmetička sredina računa se prema jednadžbi (5.3), a procijenjeno standardno odstupanje (standardna devijacija) računa se prema jednadžbi (5.4).

Ispitivanja su provedena u laboratoriju *Katedre za eksperimentalnu mehaniku, Zavoda za tehničku mehaniku, Fakulteta strojarstva i brodogradnje u Zagrebu*, na stroju za ispitivanje mehaničkih svojstava *Messphysik BETA 50-5*, slika 5.19. Pri ispitivanju rasteznih svojstava upotrijebljen je video ekstenzometar.



Slika 5.19. Stroj za ispitivanje mehaničkih svojstava *Messphysik BETA 50-5*

5.3.1 Ispitivanje savojnih svojstava

Odabrana je metoda ispitivanja preko tri točke. Ispitno tijelo oslonjeno je na dva cilindrična oslonca polumjera 8 mm i opterećena silom F preko cilindričnog člana istog promjera koji vrši opterećenje, slika 5.20. Razmak između oslonaca propisan je normom i iznosi 64 mm.

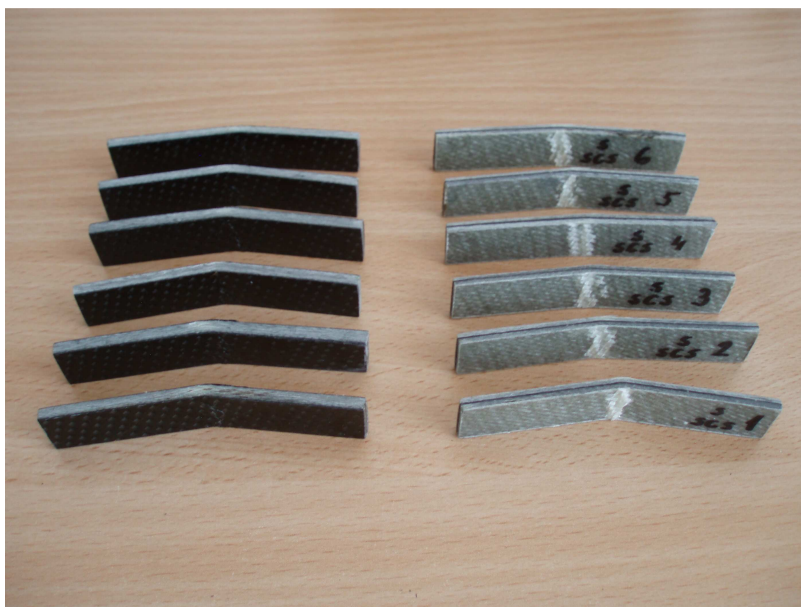


Slika 5.20. Metoda ispitivanja savojnih svojstava preko tri točke: a) CSC ispitno tijelo; b) SCS ispitno tijelo

Ispitivanje savojnih svojstava je provedeno pri temperaturi 23 °C, brzinom 5 mm/min.

5.3.1.1 Rezultati ispitivanja savojnih svojstava

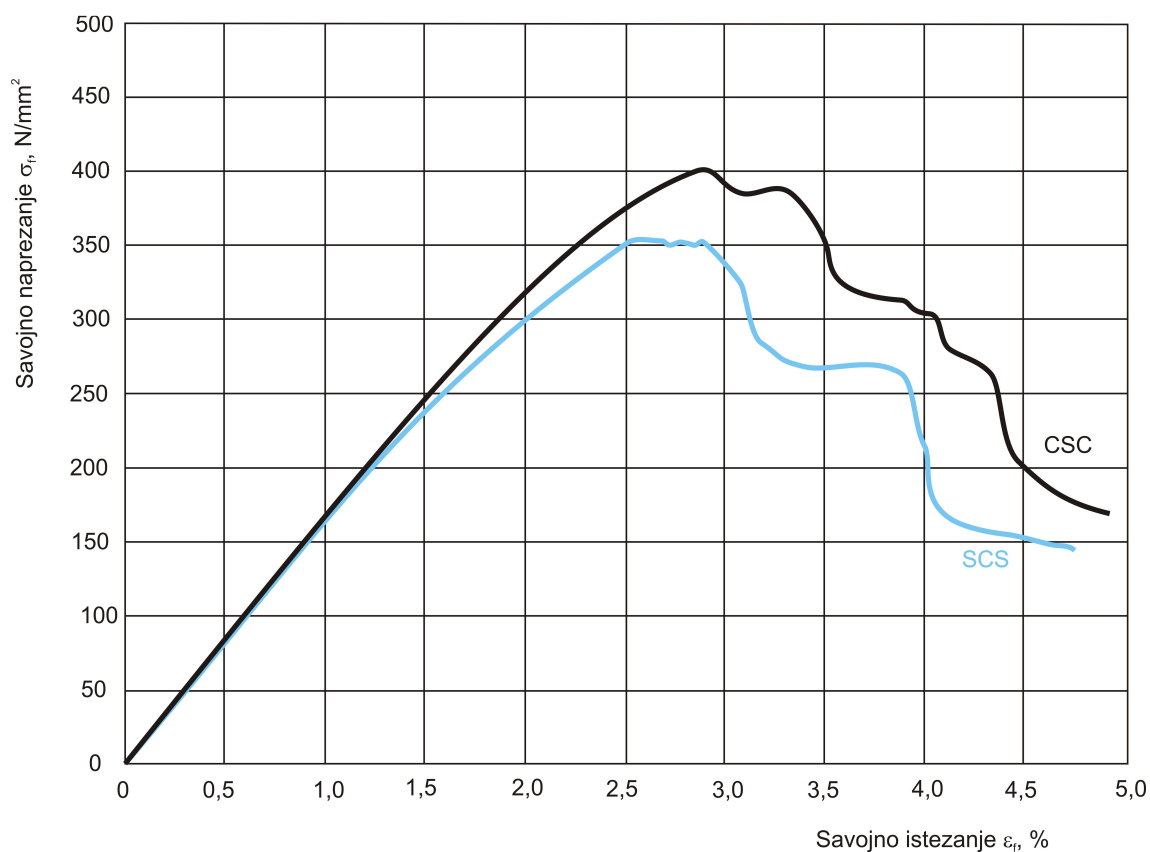
Na slici 5.21 prikazan je izgled savojnih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja.



Slika 5.21. Izgled savojnih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja savojnih svojstava

Vrijednosti savojnih svojstava (savojna čvrstoća, modul savitljivosti, savojno istezanje pri savojnoj čvrstoći, sila opterećenja i progib ispitnog tijela) dane su u prilogu 8.1.

Slika 5.22. prikazuje savojna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela.



Slika 5.22. Savojna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela

5.3.1.2 Obrada rezultata ispitivanja savojnih svojstava

Za CSC ispitna tijela srednja vrijednost savojne čvrstoće iznosila je $\sigma_{fm,CSC} = 415,68$ MPa, a SCS, $\sigma_{fm,SCS} = 356,27$ MPa.

Srednja vrijednost modula savitljivosti CSC ispitnih tijela iznosila je $E_{f,CSC} = 18,77$ GPa, a SCS, $E_{f,SCS} = 17,20$ kN/mm².

Rezultati pokazuju da više vrijednosti savojne čvrstoće pokazuju ispitna tijela prve ploče – CSC. Kako su kod te ploče vanjski slojevi ojačani ugljičnim vlaknima, pokazuje se da su bolja svojstva posljedica toga što su ona prva pod utjecajem opterećenja, a kako ugljična vlakna inače posjeduju bolja savojna svojstva od staklenih, time i cijela ploča posjeduje bolja svojstva. I vrijednost modula elastičnosti je viša kod ispitnih tijela prve ploče.

Taj podatak potvrđuje teoriju koja kaže da ugljična vlakna imaju najvišu specifičnu krutost i najvišu specifičnu čvrstoću od svih vlaknastih ojačala pa time, pošto su ta vlakna prva u doticaju s opterećenjem, rezultiraju boljim svojstvima ploče čiji su vanjski slojevi ojačani ugljičnim vlaknima, a to je prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik). [2]

Izrađene i ispitivane kompozitne ploče pripadaju skupini hibridnih slojevitih kompozita koji se dobivaju uporabom više vrsta vlakana, kao ojačala u jedinstvenoj matrici. Velika prednost ovakvih kompozita je znatno bolja kombinacija svojstava, nego što je to kod kompozita ojačanih samo jednom vrstom vlakana. Razlog zašto su kombinirana ugljična i staklena vlakna u jedinstvenoj matrici je taj to što ugljična vlakna imaju relativno visoku čvrstoću i krutost te nisku gustoću (prednosti), ali i visoku cijenu (nedostatak), za razliku od staklenih, koja nasuprot njima imaju lošija mehanička svojstva, ali im je cijena znatno povoljnija.

Neke procjene govore da udjel materijala u cijeni zrakoplova iznosi otprilike 60 %. Iz tog razloga javlja se potreba i opravdanost za razmatranjem poboljšanja performansi zrakoplova, uz istovremeno što nižu cijenu, na način da se smanjuju ukupni troškovi materijala. [1]

Prema [41], da su korišteni samo slojevi tkanina ugljičnih vlakna, savojna svojstva takvog kompozita bila bi u prosjeku oko 30 % većih vrijednosti (iz razloga što su prema [41] ploče sastavljene od većeg broja tkanina manje plošne mase rezultati nisu u potpunosti usporedivi ali

se može okvirno zaključiti odnos između traženih svojstava). Kada se naspram tih prednosti pogleda znatno viša cijena takvih vlakana, opravdana je odluka uporabe staklenih vlakana kao zastupljenijeg (brojem slojeva) ojačala. Potrebno je odrediti koja je kombinacija slaganja slojeva tkanina vlakna bolja, a ispitivanjem mehaničkih svojstava dokazano je da bolja svojstva posjeduje prva ploča - CSC, odnosno kompozitni materijal ojačan izvana ugljičnim, a iznutra staklenim vlaknima.

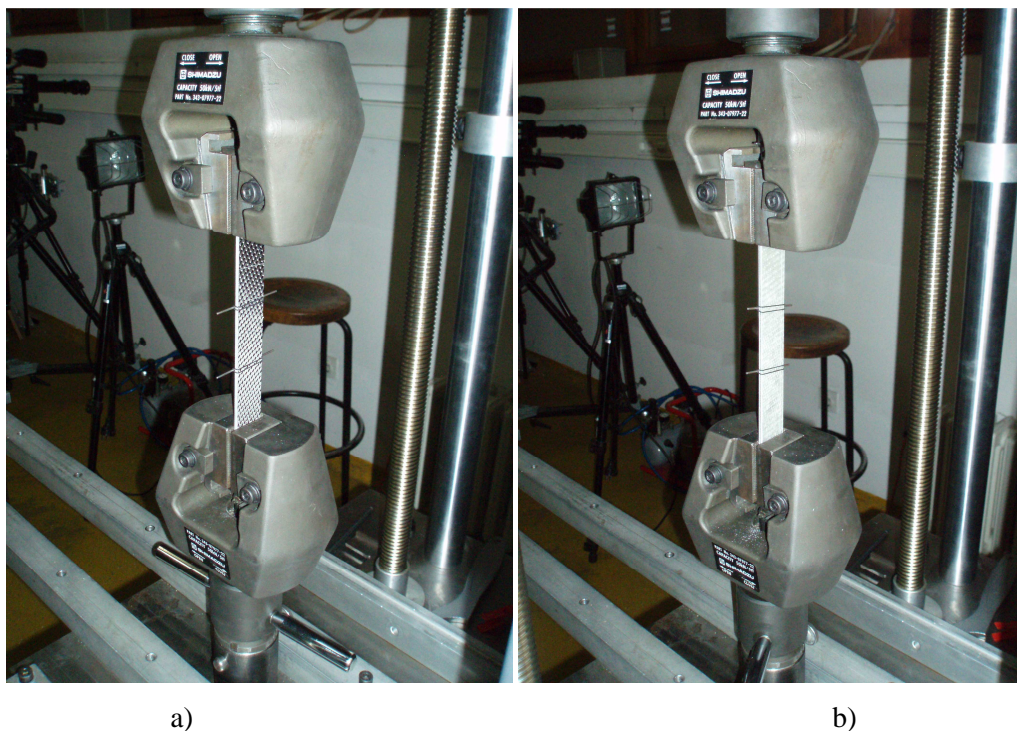
Ako se usporede dobiveni rezultati sa svojstvima tradicionalno korištenih materijala u zrakoplovnoj industriji, a to su aluminijske legure, najčešće korištena legura *Aluminum 6061-T6*, prema [45], dolazi se do zaključka da CSC i SCS kompoziti imaju više vrijednosti savojne čvrstoće ($\sigma_{fm,Al} = 310 \text{ MPa}$), nižu vrijednost modula elastičnosti ($E_{Al} = 68,9 \text{ GPa}$), ali ono što je najvažnije, nižu gustoću, odnosno ekvivalentno tome manju masu, što predstavlja prednost koja je svakako glavni razlog što danas kompoziti polako zamjenjuju tradicionalne materijale (gledajući zrakoplove, manjom masom se može ostvariti manja potrošnja goriva ili je moguće povećati korisnu nosivost na račun niže mase što opet povoljno utječe na troškovnu isplativost).

U slučaju zamjene aluminijskih kompozitnim materijalima masa se smanjuje za 20 % do 50 %. [7]

Specifična čvrstoća (omjer čvrstoće i gustoće) polimernih kompozita ojačanih ugljičnim i staklenim vlaknima je i do četiri puta viša od Al i Ti legura, a specifična krutost (omjer modula elastičnosti i gustoće) dva puta veća. Njihova primjena u zrakoplovstvu prvenstveno je uvjetovana niskom gustoćom, visokom čvrstoćom i krutošću s obzirom na gustoću kao i odličnim fizikalnim svojstvima. [1]

5.3.2 Ispitivanje rasteznih svojstava

Kod ispitivanja rasteznih svojstava, ispitno tijelo se steže čeljustima stroja i razvlači silom F , slika 5.23. Razmak između hvatišta čeljusti propisan je standardom i iznosi 150 mm.



Slika 5.23. Ispitivanje rasteznih svojstava: a) CSC ispitno tijelo; b) SCS ispitno tijelo

Ispitivanje rasteznih svojstava je provedeno pri temperaturi 23 °C, brzinom 5 mm/min.

5.3.2.1 Rezultati ispitivanja rasteznih svojstava

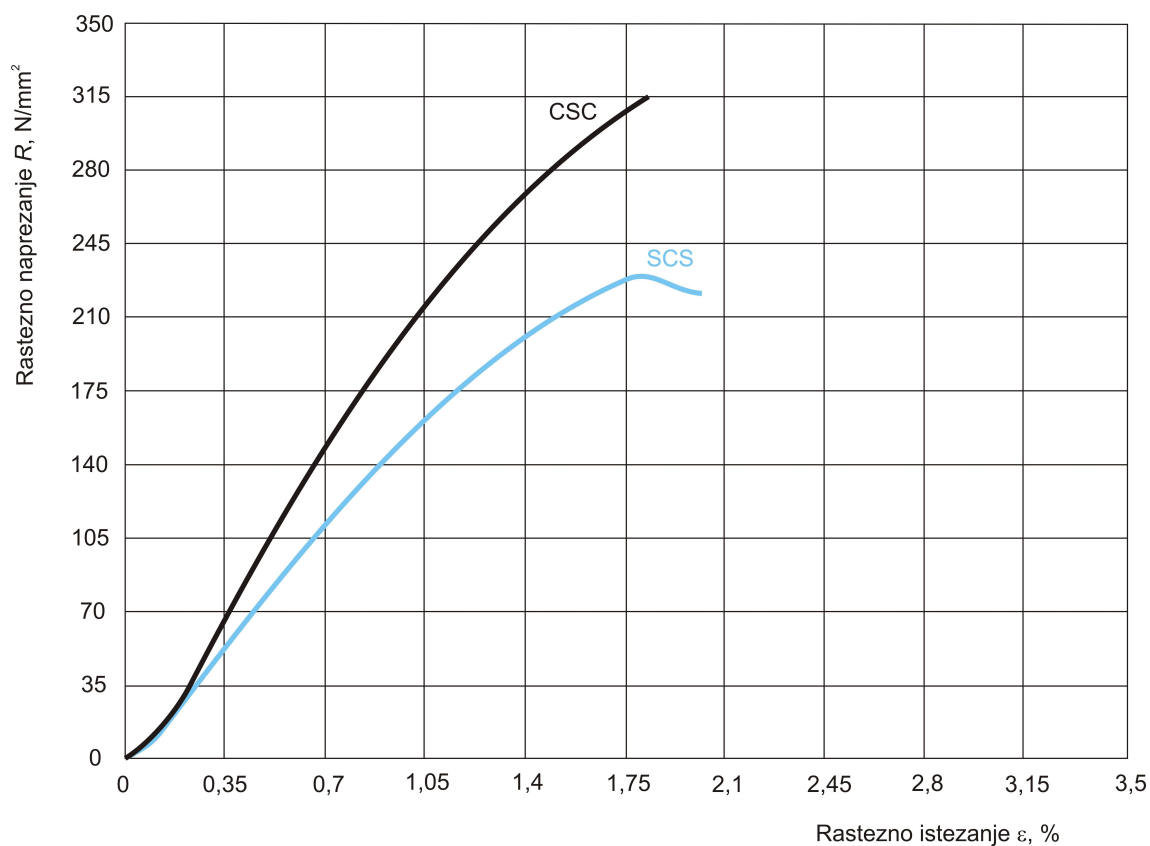
Na slici 5.24 prikazan je izgled rasteznih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja.



Slika 5.24. Izgled rasteznih ispitnih tijela CSC (ugljik-staklo-ugljik) i SCS (staklo-ugljik-staklo) nakon ispitivanja rasteznih svojstava

Vrijednosti rasteznih svojstava (rastezna čvrstoća, modul elastičnosti i maksimalna sila) dane su u prilogu 8.2.

Slika 5.25. prikazuje rastezna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela.



Slika 5.25. Rastezna svojstva CSC i SCS ispitnih tijela

5.3.2.2 Obrada rezultata ispitivanja rasteznih svojstava

Za CSC ispitna tijela srednja vrijednost rastezne čvrstoće iznosila je $R_{m,CSC} = 307,46$ MPa, a SCS, $R_{m,SCS} = 240,28$ MPa.

Srednja vrijednost modula elastičnosti CSC ispitnih tijela iznosila je $E_{CSC} = 22,02$ GPa, a SCS, $E_{SCS} = 17,40$ GPa.

Rezultati opet pokazuju da bolja svojstva (više vrijednosti rastezne čvrstoće i modula elastičnosti) pokazuju ispitna tijela prve ploče – CSC. Također, kako su kod te ploče vanjski

slojevi ojačani ugljičnim vlaknima, pokazuje se da su bolja svojstva opet posljedica toga što su ona prva pod utjecajem opterećenja, a kako ugljična vlakna inače posjeduju i bolja rastezna svojstva od staklenih, time i cijela ploča posjeduje bolja svojstva.

Opet se ponavlja i zaključak koji kaže da gornji podatak potvrđuje teoriju koja kaže da ugljična vlakna imaju najvišu specifičnu krutost i najvišu specifičnu čvrstoću od svih vlaknastih ojačala pa time, pošto su ta vlakna prva u doticaju s opterećenjem, rezultiraju boljim svojstvima ploče čiji su vanjski slojevi ojačani ugljičnim vlaknima, a to je prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik). [2]

Ponavlja se i zaključak prema [41], koji govori o mogućnosti da su korišteni samo slojevi tkanina ugljičnih vlakna, rastezna svojstva takvog kompozita bila bi u prosjeku oko 30 % većih vrijednosti (iz razloga što su prema [41] ploče sastavljene od većeg broja tkanina manje plošne mase rezultati nisu u potpunosti usporedivi ali se može okvirno zaključiti odnos između traženih svojstava).

Ako se usporede dobiveni rezultati sa svojstvima tradicionalno korištenih materijala u zrakoplovnoj industriji, a to su aluminijske legure, najčešće korištena legura *Aluminum 6061-T6*, prema [45], dolazimo do zaključka da kompozitni materijal CSC ima podjednaka svojstva glede vrijednosti rastezne čvrstoće ($R_{m,Al} = 310 \text{ MPa}$), dok druga ploča SCS ima otprilike 20 % niže vrijednosti istih svojstava. Dakle, različitom kombinacijom slaganja slojeva mogu se postići ista svojstva kao što ih posjeduje gore spomenuta Al legura. Opet, treba naglasiti da niža gustoća kompozitnih ploča, odnosno ekvivalentno tome manja masa, je i dalje glavna prednost, koja je svakako glavni razlog što danas kompoziti polako zamjenjuju tradicionalne materijale (gledajući zrakoplove, manjom masom se može ostvariti manja potrošnja goriva ili je moguće povećati korisnu nosivost na račun niže mase što opet povoljno utječe na troškovnu isplativost). Vrijednosti modula elastičnosti CSC i SCS kompozita niže su (jasno, kao i u slučaju ispitivanja savojnih svojstava) od vrijednosti koje posjeduje Al legura *Aluminum 6061-T6* ($E_{Al} = 68,9 \text{ GPa}$).

5.3.3 Slojevit polimerni kompozit ojačan ugljičnim vlaknima

Prema [41] kompozit koji je ojačan samo ugljičnim vlaknima ima bolja sva svojstva (svojna i rastezna čvrstoća, modul elastičnosti i savitljivosti) u odnosu na kompozit koji je ojačan samo staklenim vlaknima. No visoka cijena ograničava upotrebu samo ugljičnih vlakana.

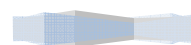
Ugljična vlakna imaju relativno visoku čvrstoću i krutost te nisku gustoću, ali i visoku cijenu koja često ograničava njihovu primjenu. Nasuprot njima staklena vlakna imaju lošija mehanička svojstva, ali im je cijena znatno povoljnija. [1]

Kombiniranjem spomenutih vlakana dobiva se kompozit više čvrstoće i žilavosti (prema svojstvima nalazi se između kompozita ojačanog samo staklenim i samo ugljičnim vlaknima), te relativno povoljne cijene. [1]

Razlika u masi kompozita ojačanog samo ugljičnim vlaknima u odnosu na kompozit s kombiniranim ojačanjima (staklena i ugljična vlakna) je zanemariva.

5.4 Mogućnost primjene CSC i SCS kompozita

Nakon sagledavanja dobivenih rezultata rasteznih i svojnih svojstava CSC i SCS kompozita može se zaključiti da bi polimerni kompozit ojačan ugljičnim i staklenim vlaknima moguću primjenu kod suvremenih zrakoplova (Airbus A380, Boeing 787 Dreamliner, Bell-Boeing V-22 Osprey, laki putnički i akrobatski zrakoplovi) pronašao za izradu dijelova oplata trupa i krila zrakoplova, za izradu vrata zrakoplova, bočnih panela (ploče), podne obloge i njihove nosače, rubova krila, zakrilaca, spojlera, kljuna zrakoplova, horizontalnog i vertikalnog stabilizatora te njihovih oplata, kormila smjera i visine te oplata motora.



5.5 Kritički osvrt

Kao jednu od završnih misli ovog rada, trebalo bi spomenuti da je tijekom cijelog postupka proizvodnje kompozitnih ploča postojala svijest vezana uz činjenicu da postoje puno bolji tehnološki postupci njihove proizvodnje (u zrakoplovstvu se gotovo sve vezano uz kompozite proizvodi u Autoklav pećima) u odnosu na ručni dodirni postupak laminiranjem koji je bio korišten, te kojima bi, da ih se moglo koristiti, mehanička svojstva proizvoda sigurno bila poboljšana.

Bilo bi lijepo kada bi se u budućnosti netko nadovezao na ovaj rad te svojim ispitivanjima proučio razliku u svojstvima takvih materijala gledano s aspekta postupka proizvodnje.

Također, bilo bi zanimljivo, kako ovdje to nije učinjeno, da se pokuša i numerički provjeriti rezultate dobivene ispitivanjem mehaničkih svojstava.



6. Zaključak

Jedan od primjera razvoja i primjene novih materijala jesu i polimerni kompoziti koji se danas masovno upotrebljavaju za gradnju zrakoplova, ali i sportske opreme i brojnih drugih proizvoda. Tako je npr. specifična čvrstoća (omjer čvrstoće i gustoće) današnjih polimernih kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima preko četiri puta viša od aluminijskih i titanovih legura, a specifična krutost (omjer modula elastičnosti i gustoće) dva puta viša. Upravo ova dva svojstva osigurala su njihovu primjenu i omogućila bolje tehničke karakteristike današnjih zrakoplova (Boeing 787 Dreamliner, Airbus A380, Bell-Boeing V-22 Osprey). Prednosti kompozita su i u mogućnosti njihova oblikovanja u izratke složenog oblika čime se smanjuje ne samo broj pozicija nekog sklopa, već i potreba za pričvršćivanjem i spajanjem. Prednosti su dvostruke: uz manji broj pozicija skraćuje se vrijeme potrebno za montažu, ali se smanjuje i broj potencijalno opasnih mjesta iniciranja pukotine budući da elementi kao što su vijci i različiti provrti djeluju kao koncentratori naprezanja. U odnosu na konvencionalne konstrukcijske materijale kompoziti su manje osjetljivi na pojavu različitih oblika oštećenja što doprinosi njihovoj trajnosti, postojani su prema koroziji te su jednostavni i jeftini za održavanje. Niska gustoća i mala masa je svakako jedna od glavnih prednosti jer se time može ostvariti manja potrošnja goriva ili je moguće povećati korisnu nosivost na račun manje mase što opet povoljno utječe na troškovnu isplativost. Treba istaknuti i to da su to materijali koji se mogu konstruirati u cilju postizanja upravo onakvih svojstava kakva se traže kod određene primjene, a koja nisu ostvariva kod materijala komponenata. Zbog svega toga kompoziti predstavljaju uspješnu alternativu konvencionalnim metalnim materijalima u izradi konstrukcijskih elemenata kao što su oplata krila i trupa te brojni drugi elementi zrakoplova. Razvoj modernih zrakoplova velikim djelom uvjetovan je primjenom upravo kompozitnih materijala čiji udjel neprekidno raste.

U eksperimentalnom dijelu rada napravljena je usporedba dvije slojevite kompozitne ploče sastavljene od ugljičnih i staklenih vlakana. U prvom slučaju središnji sloj kompozitne ploče je načinjen od staklenih a vanjski slojevi od ugljičnih vlakana (CSC), a u drugom slučaju središnji sloj je načinjen od ugljičnih a vanjski slojevi od staklenih vlakana (SCS), a u oba slučaja jedinstvenu matricu čini epoksidna smola.

Rezultati ispitivanja savojnih svojstava pokazali su da više vrijednosti savojne čvrstoće iskazuju ispitna tijela prve ploče (CSC). Kako su kod te ploče vanjski slojevi ojačani ugljičnim vlaknima,

pokazuje se da su bolja svojstva posljedica toga što su ona prva pod utjecajem opterećenja, a kako ugljična vlakna inače posjeduju bolja svojstva od staklenih, time i cijela ploča posjeduje bolja svojstva. I vrijednost savojnog modula elastičnosti je viša kod ispitnih tijela prve ploče (viša krutost ugljičnih vlakana).

Rezultati ispitivanja rasteznih svojstava također su pokazali da bolja svojstva ima prva ploča (CSC), ili točnije, da više vrijednosti rastezne čvrstoće iskazuju ispitna tijela prve ploče. Bolja svojstva su opet posljedica toga što su ugljična vlakna prva pod utjecajem opterećenja, a kako ona inače posjeduju i rastezna svojstva bolja od staklenih, time i cijela ploča posjeduje bolja svojstva. I vrijednost rasteznog modula elastičnosti je viša kod ispitnih tijela prve ploče.

Gornji rezultati ispitivanja svojstava potvrđuju teoriju koja kaže da ugljična vlakna imaju najvišu specifičnu krutost i najvišu specifičnu čvrstoću od svih vlaknastih ojačala pa time, pošto su ta vlakna prva u doticaju s opterećenjem, rezultiraju boljim svojstvima ploče čiji su vanjski slojevi ojačani ugljičnim vlaknima, a to je prva ploča – CSC (ugljik-staklo-ugljik). [2]

Uspoređujući dobivene rezultate mehaničkih svojstava kompozitnih ploča s svojstvima tradicionalno korištenih materijala u zrakoplovnoj industriji, bolja ili u najgorem slučaju podjednaka mehanička svojstva, uz neusporedivo nižu gustoću, time i masu, pokazuju zašto kompozitni materijali sve više zamjenjuju one tradicionalno upotrebljavane u zrakoplovstvu.

U slučaju zamjene aluminijskih kompozitnim materijalima masa zrakoplova se smanjuje za 20 % do 50 %. [7]

Izrađene i ispitivane kompozitne ploče pripadaju skupini hibridnih slojevitih kompozita koji se dobivaju uporabom više vrsta vlakana, kao ojačala u jedinstvenoj matrici. Velika prednost ovakvih kompozita je znatno bolja kombinacija svojstava, nego što je to kod kompozita ojačanih samo jednom vrstom vlakana. Za izradu ploča, ugljična vlakna su upotrijebljena zbog svojih dobrih mehaničkih svojstava (specifična krutost i čvrstoća), a staklena zbog relativno niže cijene.

Neke procjene govore da udjel materijala u cijeni zrakoplova iznosi otprilike 60 %. Iz tog razloga javlja se potreba i opravdanost za razmatranjem poboljšanja performansi zrakoplova, uz istovremeno što nižu cijenu, na način da se smanjuju ukupni troškovi materijala. [1]

7. Literatura

- [1] Ćorić, D., Filetin, T.: *Materijali u zrakoplovstvu – interna skripta*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2010.
- [2] Filetin, T., Kovačiček, F., Indof, J.: *Svojstva i primjena materijala*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2002.
- [3] <http://bs.wikipedia.org/wiki/Gusto%C4%87a>, 05.04.2011.
- [4] <http://hr.wikipedia.org/wiki/%C4%8Cvrsto%C4%87a>, 05.04.2011.
- [5] <http://hr.wikipedia.org/wiki/Krutost>, 05.04.2011.
- [6] Franz, M.: *Mehanička svojstva materijala*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 1998.
- [7] Kolumbić, Z., Tomec, N.: *Materijali - Kompoziti – nastavni materijali*, Filozofski fakultet Sveučilišta u Rijeci, Rijeka, 2005.
- [8] Adamović, D.: *Mašinski materijali: Kompozitni materijali – interna skripta*, Univerzitet u Kragujevcu, Kragujevac, 2010.
- [9] Pomenić, L.: *Materijali i tehnološki postupci - Kompoziti – nastavni materijali*, Stručni studij elektrotehnike Sveučilišta u Rijeci, Rijeka, 2010.
- [10] Franz, M.: *Kompoziti – nastavni materijali*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2006.
- [11] *Complete Guide to Composites, Part 1*,
http://autoweb.autospeed.com/cms/title_Complete-Guide-to-Composites-Part-1/A_108671/article.html, 06.04.2011.
- [12] Smojver, I.: *Mehanika kompozitnih materijala – interna skripta*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2007.
- [13] Akovali, G.: *Handbook of Composite Fabrication*, RAPRA Technology LTD., Shawbury, Shrewsbury, Shropshire, UK, 2001.
- [14] Ribarić, L.: *Ispitivanje mehaničkih svojstava polimernih kompozita*, Diplomski rad, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2009.

- [15] Schauperl, Z.: *Kompozitni materijali – nastavni materijali*, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2009.
- [16] *Racing Products*,
<http://www.brembo.com/ENG/Racing-Brakes/>, 30.03.2011.
- [17] *Metal-Matrix Composites for Space Applications*,
<http://www.tms.org/pubs/journals/JOM/0104/Rawal-0104.html>, 26.02.2011.
- [18] *Aluminium matrix composites: Challenges and opportunities*,
<http://www.ias.ac.in/sadhana/Pdf2003Apr/Pe1068.pdf>, 01.04.2011.
- [19] *Metalni kompoziti*,
<http://biblio.irb.hr/datoteka/189027.metalni.pdf>, 05.04.2011.
- [20] *Wright Brothers Aeroplane Co*,
http://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Help_with_Homework/Help_with_Homework_Intro/Help_with_Homework_Intro.htm, 05.04.2011.
- [21] *Hawker Hurricane Mk.I*,
<http://sobchak.wordpress.com/2009/08/07/cutaway-hawker-hurricane-mk-i/>, 05.04.2011.
- [22] *Grumman F-14 Tomcat Aircraft Wallpaper*,
http://www.jpgwallpaper.com/wallpapers/misc_wallpapers/grumman_f_14_tomcat_aircraft_108.html, 27.02.2011.
- [23] *McDonnell Douglas F-15 Eagle*,
http://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_F-15_Eagle, 27.02.2011.
- [24] *F/A-18 Hornet*,
http://www.military.cz/usa/air/in_service/aircraft/f18/f18_en.htm, 27.02.2011.
- [25] *Radschool Association Magazine – VOL 32: F22*,
<http://austradsecure.com/radschool/Vol32/Page10.htm>, 28.02.2011.
- [26] *USAF Northrop B-2 Spirit Stealth Bomber Jet Information, History, Pictures and Facts*,
http://www.aviationexplorer.com/b-2_facts.htm, 28.02.2011.
- [27] *Eight parabolic flight for the DLR – Airbus A300 ZERO-G on its second visit to Germany*, http://www.dlr.de/en/desktopdefault.aspx/tabid-734/1210_read-3259/, 28.02.2011.

- [28] A320,
<http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a320/>, 28.02.2011.
- [29] Airbus A380,
http://hr.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380, 28.02.2011.
- [30] *Creating A Titan*,
<http://www.flightglobal.com/articles/2005/06/14/199071/creating-a-titan.html>,
24.02.2011.
- [31] *The Innovative Airbus A380*,
http://www.aviationtoday.com/am/categories/bga/Coming-Soon-The-Innovative-Airbus-A380_206.html, 24.04.2011.
- [32] *Boeing 787 Dreamliner*,
http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner, 28.02.2011.
- [33] <http://dnevnik.hr/vijesti/svijet/video-poletio-prvi-kompozitni-boeing-787-dreamliner.html>, 24.04.2011.
- [34] Winchester, J.: *A Chronology of Aviation*, Grange Books, Kingsnorth Industrial Estate, Rochester, UK, 2007.
- [35] *Dreamliner 101: All About the Boeing 787*,
<http://www.seattlepi.com/boeing/787/787primer.asp>, 28.02.2011.
- [36] *Boeing 787 Dreamliner Represents Composites Revolution*,
http://www.designnews.com/article/14313-Boeing_787_Dreamliner_Represents_Composites_Revolution.php, 24.04.2011.
- [37] *Boeing 787 from the Ground Up*,
http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/AERO_Q406_article4.pdf, 28.03.2011.
- [38] V-22 OSPREY,
<http://www.hrvatski-vojniki.hr/hrvatski-vojniki/0532005/osprey.asp>, 01.03.2011.
- [39] V-22 Osprey,
http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_v22_en.php, 01.03.2011.
- [40] V-22 Osprey,
http://hr.wikipedia.org/wiki/V-22_Osprey, 24.04.2011.

- [41] *Hexion, Specialty Chemicals: Technical Information, Epoxy Resins*,
<http://www.gazechim.be/uploads/downloads/Hexion.epoxy.resins..pdf>, 08.05.2011.
- [42] *R&G Catalogue*,
http://download.r-g.de/katalog_04_2011_en.pdf, 12.05.2011.
- [43] [HRN EN ISO 14125:2005](#) - Plastični kompoziti ojačani vlaknima: Određivanje savojnih svojstava (e. *Fibre-reinforced plastic composites: Determination of flexural properties*)
- [44] [HRN EN ISO 527-4:2008](#) – Plastika: Određivanje rasteznih svojstava, 4. dio: Uvjeti ispitivanja izotropnih i ortotropnih plastičnih kompozita ojačanih vlaknima (e. *Plastics: Determination of tensile properties, Part 4: Test conditions for isotropic and orthotropic fibre-reinforced plastic composites*)
- [45] *ASM Aerospace Specification Metals Inc., Aluminium 6061-T6*,
<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>, 11.05.2011.



8. Prilog

8.1 Rezultati ispitivanja savojnih svojstava ispitnih tijela

Tablica 8.1. Dimenzije ispitnih tijela i rezultati ispitivanja savojnih svojstava ispitnih tijela

Ispitno tijelo broj	h , [mm]	b , [mm]	σ_{fm} , [MPa]	ε_{fm} , [%]	E_f , [GPa]	F_{max} , [N]	s_{max} , [mm]
S-CSC-1	3,88	15,40	394,7	2,7	19,1	953,1	4,75
S-CSC-2	4,06	15,50	449,9	2,7	18,6	1197,0	4,50
S-CSC-3	3,70	15,30	434,2	2,7	21,3	947,5	5,01
S-CSC-4	4,14	15,50	392,8	2,7	16,3	1087,0	4,50
S-CSC-5	3,80	15,21	423,0	2,6	20,9	967,7	4,65
S-CSC-6	4,03	15,10	399,5	2,8	16,4	1021,0	4,82
\bar{x}	3,93	15,34	415,7	2,7	18,8	1028,9	4,71
S	0,169	0,162	23,635	0,083	2,143	97,788	0,195
S-SCS-1	3,70	15,49	351,9	2,8	15,2	777,3	5,15
S-SCS-2	3,59	15,28	343,4	2,7	16,5	704,4	5,20
S-SCS-3	3,46	15,49	353,0	2,7	17,3	681,9	5,24
S-SCS-4	3,47	15,29	374,9	2,9	18,7	719,0	5,63
S-SCS-5	3,42	15,27	356,2	2,6	18,4	662,8	5,27
S-SCS-6	3,76	15,53	358,2	3,1	17,1	819,2	5,66
\bar{x}	3,57	15,39	356,3	2,8	17,2	727,4	5,36
S	0,140	0,123	10,452	0,177	1,301	59,599	0,228

8.2 Rezultati mjerenja rasteznih svojstava ispitnih tijela

Tablica 8.2. Dimenzije ispitnih tijela i rezultati ispitivanja rasteznih svojstava ispitnih tijela

Ispitno tijelo broj	h , [mm]	b , [mm]	R_m , [MPa]	F_{max} , [N]	E , [GPa]
R-CSC-1	3,34	25,52	315,8	26921,0	23,9
R-CSC-2	3,23	25,47	315,2	25929,0	22,1
R-CSC-3	3,57	25,40	287,3	26054,0	23,1
R-CSC-4	3,56	25,13	298,5	26706,0	21,4
R-CSC-5	3,18	25,37	320,5	25856,0	19,6
\bar{x}	3,38	25,38	307,5	26293,2	22,0
S	0,182	0,151	14,020	486,194	1,680
R-SCS-1	3,63	25,08	224,7	20457,0	16,6
R-SCS-2	3,26	25,48	248,0	20602,0	19,1
R-SCS-3	3,32	25,30	251,6	21137,0	14,0
R-SCS-4	3,56	25,13	229,6	20540,0	17,6
R-SCS-5	3,27	25,17	247,5	20371,0	19,7
\bar{x}	3,41	25,23	240,3	20621,4	17,4
S	0,174	0,161	12,213	301,070	2,252

8.3 Uzorci tkanina staklenih i ugljičnih vlakana

Uzorak 8.1. Tkanina staklenih vlakana, plošne mase 390 g/m^2 , debljine 0,33 mm

Uzorak 8.2. Tkanina ugljičnih vlakana, plošne mase 220 g/m^2 , debljine 0,40 mm

